

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ ІМЕНІ ІГОРЯ
СІКОРСЬКОГО»**

Факультет інформатики та обчислювальної техніки.
Кафедра автоматики та управління в технічних системах.

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри АУТС

_____ Ролік О.І.
(підпис) (ініціали, прізвище)

«__» _____ 2018р.

Магістерська дисертація

за напрямом підготовки Інженерія програмного забезпечення
на тему: Програмні засоби моделювання системи управління векторною тягою
реактивного двигуна

Виконав: студент 6 курсу, групи ІТ-73мп
(шифр групи)

_____ Федоренко Владислав Олександрович
(прізвище, ім'я, по батькові)

_____ (підпис)

Керівник проф. кафедри АУТС Дорошенко А.Ю.
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали)

_____ (підпис)

Консультант ас. кафедри АУТС Шимкович В.М.
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали)

_____ (підпис)

Рецензент _____
(посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище та ініціали)

_____ (підпис)

Засвідчую, що у цьому дипломному проєкті
немає запозичень з праць інших авторів
без відповідних посилань.

Студент _____
(підпис)

Київ 2018

**Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут
імені Ігоря Сікорського”**

Факультет інформатики та обчислювальної техніки

(повна назва)

Кафедра автоматики та управління в технічних системах

(повна назва)

Ступінь вищої освіти – другий (магістерський)

(код, назва)

Спеціальність 121 «Інженерія програмного забезпечення»

(код, назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

(підпис)

Ролік О. І.
(ініціали, прізвище)

“ ” _____ 2018_р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Федоренку Владиславу Олександровичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. **Тема дисертації** Програмні засоби моделювання системи управління векторною тягою реактивного двигуна

Науковий керівник дисертації Дорошенко Анатолій Юхимович, проф. кафедри АУТС

затверджені наказом по університету від “29” жовтня 2018 р. № _____

2. Строк подання студентом дисертації: “4” грудня 2018р.
3. Об'єкт дослідження: системи керування векторною тягою двигуна реактивного винищувача.
4. Предмет досліджень є методи, способи керування та реалізації систем керування векторною тягою двигуна реактивного винищувача.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити: провести огляд та аналіз існуючих рішень, які методи та технології при цьому використовуються, провести

6. моделювання та розрахунок системи керування векторною тягою реактивного двигуна, Розробити математично модель об'єкта.
7. Орієнтовний перелік ілюстративного (графічного) матеріалу: структурні схеми, схема струминного сопла, схеми моделювання Matlab, ПЛІС.
8. Орієнтовний перелік публікацій:
9. Консультанти розділів проекту:

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		Завдання видав	Завдання прийняв
	Шимкович В.М., ас.кафедри АУТС		

10. Дата видачі завдання “29” жовтня 2018_р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1	Огляд та аналіз існуючих рішень	27.10.2018	
2	Формування вимог та постановка задачі	06.11.2018	
4	Розробка структурної схеми	15.11.2018	
5	Розробка електричної структурної схеми	20.11.2018	
6	Моделювання та розрахунки системи управління	23.11.2018	
7	Проектування контролера системи управління	26.11.2018	
8	Оформлення текстової та графічної документації	30.11.2018	
9	Представлення до захисту	4.12.2018	

Студент

_____ Федоренко В.О.
(підпис) (ініціали, прізвище)

Керівник проекту

_____ Дорошенко А.Ю.
(підпис) (ініціали, прізвище)

РЕФЕРАТ

Магістерська дисертація: 116 сторінок, 37 рисунків, 22 таблиці, 10 додатків.

Метою роботи є підвищення ефективності керування відхиленням реактивного струменя двигуна від напрямку, який відповідає крейсерському режиму в реальному часі, за рахунок застосування програмних засобів комп'ютерного моделювання при розробки нового контролера.

Об'єктом дослідження є системи керування векторною тягою двигуна реактивного винищувача.

Предметом дослідження є методи, способи керування та реалізації систем керування векторною тягою двигуна реактивного винищувача.

Методи дослідження. Методологічну основу дослідження становлять фундаментальні положення сучасної теорії автоматичного управління, наукові дослідження вітчизняних і зарубіжних вчених у сфері систем управління векторною тягою реактивного винищувача, паралельних обчислень, застосування елементів математичного аналізу, теорії численних методів, комп'ютерного моделювання. У магістерській дисертації проведено огляд та аналіз існуючих рішень, виконано моделювання та розрахунок системи керування векторною тягою реактивного двигуна, спроектовано контролер системи управління векторною тягою реактивного двигуна. Розроблено структурну схему загальну та блока управління, проведені розрахунки ПЛІС, виконане моделювання у MatLab.

Галузь застосування: авіа будування військових реактивних літаків.

Ключові слова: Управління векторною тягою, всеракурсне відхилення векторної тяги, програмована логічна інтегральна схема, струминне сопло, система управління, ПД-регулятор.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	8
1 ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ВЕКТОРНОЮ ТЯГОЮ РЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ.....	10
1.1 Всеракурсне відхилення вектору тяги (Україна)	17
1.2 Дослідження методу керування вектором тяги	23
1.3 Дослідження способів відхилення вектору тяги в ежекторних та поворотних соплах	34
1.4 Літаки Ф-22 та Ф-35	37
2 МОДЕЛЮВАННЯ ТА РОЗРАХУНОК СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ВЕКТОРНОЮ ТЯГОЮ РЕАКТИВНОГО ДВИГУНА.....	42
2.1 Комп'ютерне моделювання	42
2.2 MatLab.....	46
2.3 Вибір сервоприводу.....	50
2.4 Моделювання роботи сервоприводу.....	54
2.5 Моделювання ПІД для двох двигунів	57
3 ПРОЕКТУВАННЯ КОНТРОЛЕРА СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ВЕКТОРНОЮ ТЯГОЮ РЕАКТИВНОГО ДВИГУНА.....	64
3.1 Розробка структурної схеми	64
3.2 ПЛІС.....	66
3.3 Загальні принципи побудови та функціонування ПЛІС.....	70
3.4 Застосування мови VHDL для проектування комп'ютерних систем.....	74
3.5 Реалізація ПІД-регулятора.....	77
4 РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЕКТУ	79
ВИСНОВОК.....	89
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ	90
ДОДАТОК А – Код програми.....	94

ДОДАТОК Б – Стаття	97
ДОДАТОК В – СТРУКТУРНА СХЕМА ЗАГАЛЬНА	108
ДОДАТОК Г – СТРУКТУРНА СХЕМА БЛОКА УПРАВЛІННЯ	109
ДОДАТОК Д – СХЕМА СТРУМИННОГО СОПЛА.....	110
ДОДАТОК Е – МОДЕЛЮВАННЯ ПОВОРОТУ СЕРВОПРИВОДА.....	111
ДОДАТОК Є – МОДЕЛЮВАННЯ ПОВОРОТУ ДВИГУНА З БЛОКОМ F_{cn} БЕЗ ОПТИМІЗАЦІЇ.....	112
ДОДАТОК Ж - МОДЕЛЮВАННЯ ПОВОРОТУ ДВИГУНА З БЛОКОМ F_{cn} З ОПТИМІЗАЦІЄЮ	113
ДОДАТОК З – НАЛАШТУВАННЯ STEP RESPONSE	114
ДОДАТОК И – ПЛІС	115

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СИМВОЛІВ, СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ

УВТ – управління векторною тягою

ПЛІС - Програмована логічна інтегральна схема

ПД-регулятор

Система управління

Векторна тяга

Контролер

Моделювання

ВСТУП

В даний час проблеми побудови та дослідження математичних моделей системи різного призначення і сигналів різноманітної природи займають одне з найпомітніших місць у сучасній науці. Важливим аспектом моделей полягає в тому, що модель повинна буди адекватним замінником реального положення речей, реальної системи. Відповідно, мова йде не тільки про зменшення збитковості запам'ятовування інформації, а і про таку семантику (величинах, які відповідають реальному об'єкту і характеризуючи його, які вони повинні узгодити в моделі у вигляді вхідних і вихідних величин системи) і про такий синтаксис моделі (описанні відношень між узгодженими величинам у вигляді формул), при якому її поведінка відповідає поведінці реальної моделі.

Середовище MATLAB була створена як мова програмування високого рівня для технічних обчислень. Вона увібрала в себе не тільки передовий досвід розвитку і комп'ютерної реалізації чисельних методів, а і досвід становлення математики за всю історію.

Програмне моделювання систем управління векторною тягою реактивних двигунів є актуальною у наш час і широко використовується для розрахунків та попереднього моделювання поведінки системи і подальшого конструювання реактивних винищувачів у всьому світі. Наразі інженери досягнули великого прогресу у сфері літакобудування та технології управління вектором тяги: ведеться вдосконалення та оптимізація існуючих літаків, розробка нових з використанням більш сучасних технологій. Управління вектором тяги дає змогу покращити літні характеристики літаків та спростити управління для пілота, для підвищення маневреності. Для цього є дві схеми управління вектором тяги: в одній площині (літаки сімейства СУ-27), та управління у всіх площинах (перевага літаків сімейства міг-29).

В Україні на даний момент проводиться модернізація літаків 60-х - 80-х років такі як міг-21, та міг-23. Але вдосконалення стосується, здебільшого, озброєння. Літні характеристики вдосконалюються новими або модернізованими старими

двигунами, яким бракує саме такої системи управління як у сучасних літаків міг-35, F-22, Т-50 (И-22). Проводяться роботи по відновленню радянських та пострадянських Літаків, на це витрачається дуже багато грошей та ресурсів.

Наукові та інженерні результати дійсно високого класу реалізовані у ведучих закордонних фірм: США, Велика Британія, Росія.

На даний час основним методом реалізації технології управління вектором тяги є метод моделювання поведінки системи за допомогою програмних засобів з використанням комп'ютерної техніки чи контролерів, побудованих на їх основі, що значно звужує коло практичної реалізації системи управління векторною тягою двигунів реактивних винищувачів.

Таким чином є актуальною задача реалізації управління вектором тяги двигуна реактивного винищувача застосовуючи комп'ютерне моделювання та за допомогою отриманих результатів визначити, допустимим він є чи ні.

Метою роботи є підвищення ефективності керування відхиленням реактивного струменя двигуна від напрямку, який відповідає крейсерському режиму в реальному часі, за рахунок застосування програмних засобів комп'ютерного моделювання при розробки нового контролера.

Для досягнення даної мети необхідно:

- Провести огляд та аналіз існуючих рішень, які методи та технології при цьому використовуються;
- Провести моделювання та розрахунок системи керування векторною тягою реактивного двигуна;
- Розробити математично модель об'єкта;

Об'єктом дослідження є системи керування векторною тягою двигуна реактивного винищувача.

Предметом дослідження є методи, способи керування та реалізації систем керування векторною тягою двигуна реактивного винищувача.

Методи дослідження. Методологічну основу дослідження становлять фундаментальні положення сучасної теорії автоматичного управління, наукові дослідження вітчизняних і зарубіжних вчених у сфері систем управління векторною

тягою реактивного винищувача, паралельних обчислень, застосування елементів математичного аналізу, теорії численних методів, комп'ютерного моделювання.

Магістерська дисертаційна робота виконана в відповідності з планами науково-дослідних робіт (НДР) Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», по держбюджетним тематикам:

2024п - хмарна платформа розроблення і управління функціонуванням критичних ІТ - інфраструктур, що опрацьовують великі обсяги даних;

2919ф - платформа розроблення, експлуатації і розвитку критичних ІТ - інфраструктур для роботи з великими даними.

Практичне значення роботи полягає у подальшому використанні результатів моделювання для впровадження в реальних літальних апаратів типу СУ та МіГ в Україні.

За темою даної магістерської роботи опубліковано статтю в фаховому журналі «Проблеми програмування»[1] та зроблено доповідь на одинадцятій міжнародній науково-практичній конференції з програмування УкрПРОГ'2018.

1 ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ВЕКТОРНОЮ ТЯГОЮ РЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ

В Україні на даний момент проводиться модернізація літаків МіГ-29 та СУ-27. Але вдосконалення стосується, здебільшого, озброєння. Проводяться роботи по відновленню радянських та пострадянських літаків, на це витрачається дуже багато грошей та ресурсів. Літні характеристики вдосконалюються новими або модернізованими старими двигунами. Управління вектором тяги дає змогу покращити літні характеристики літаків та дещо спростити управління для пілота. Для підвищення маневреності є дві схеми управління вектором тяги: в одній площині, та управління у всіх площинах.

Управління вектором тяги реактивного двигуна - відхилення реактивного струменя двигуна від напрямку, який відповідає крейсерському режиму.

Технологія управління векторною тягою у реактивних винищувачах має місце у військовому застосуванні. Важливою характеристикою літаків даного типу є маневреність, тому актуальною є розробка такого контролера, який забезпечить оптимальне виконання команд та може управляти поворотом двигуна міняючи вектор польоту літаків СУ-27 та МіГ-29 українських модифікацій їх двигунів.

На теперішній час в Україні проводяться модернізації літаків СУ-27, МіГ-29 по таким характеристикам: на 30% збільшена дальність виявлення повітряних цілей; підвищено точність застосування некерованих засобів ураження по наземних цілях; реалізована можливість виконання навігаційного бомбометання з горизонтального польоту і пологого кабрування по цілях з відомими координатами; підвищено точність літаководіння по маршруту і виведення літака в задану точку з відхиленням не більше 50 м. з використанням апаратури споживачів супутникових навігаційних систем ГЛОНАСС і GPS NAVSTAR СН-3307-02; реалізований захід на посадку та посадка на необладнаний аеродром по відомим координатам контрольної точки; реалізована можливість розвідки цілей з запам'ятовуванням координат; реалізована можливість польоту літака за маршрутом в режимі "радіомовчання", без використання радіотехнічних засобів, які працюють на випромінювання; реалізована

можливість польоту літака з міжнародних трасах з використанням маяків VOR/DME; реалізована можливість інструментального заходження на посадку з використанням маяків ILS /DME; реалізована можливість роботи з вторинними радіолокаторами ATC RBC в режимах AC і A; забезпечується реєстрація параметричної, бінарної, цифрової, аудіо та відео інформації на аварійному накопичувачі в реальному масштабі часу; забезпечується реєстрація аудіо і відео інформації на експлуатаційному накопичувачі FLASH системи CABP-27У; забезпечується реєстрація параметричної, цифровий, в тому числі і від СІК-Б, інформації на експлуатаційному накопичувачі FLASH системи Екран - 02М - 3 в реальному масштабі часу; реалізована можливість використання сучасних засобів обробки польотної інформації із застосуванням алгоритмів автоматизованого контролю за допомогою ПК для виконання поглибленого аналізу і розширеної діагностики технічного стану бортового обладнання та двигунів, що дозволить при накопиченні бази даних перейти на експлуатацію літаків за технічним станом; реалізована можливість виконання поглибленої оцінки дій льотчика при виконанні польотного завдання на основі зареєстрованої аудіо та відеоінформації[29].

В Україні ведуться роботи по модернізації обладнання, озброєння, дальності видимості літаків, перешкодозахищеність, надійності і ремонтпридатності і інші модифікації, але робота по впровадженню технологій відхилення вектору тяги не ведеться. Зараз дуже актуально застосувати всеракурсне відхилення векторної тяги, що робить управління літаками більш точним, більш впевненим і більш енергійним, практично незалежним від величини кута атаки, причому як при виконанні елементів надманевреності, так і при традиційному пілотуванні.

Управління вектором тяги можливе за рахунок руху всього сопла чи його окремих частин, що можна досягти за допомогою газодинамічного управління вектором тяги асиметричною подачею управляючого повітря в тракт сопла.

В даний час керування вектором тяги забезпечується, в основному, за рахунок повороту всього сопла або його частини.

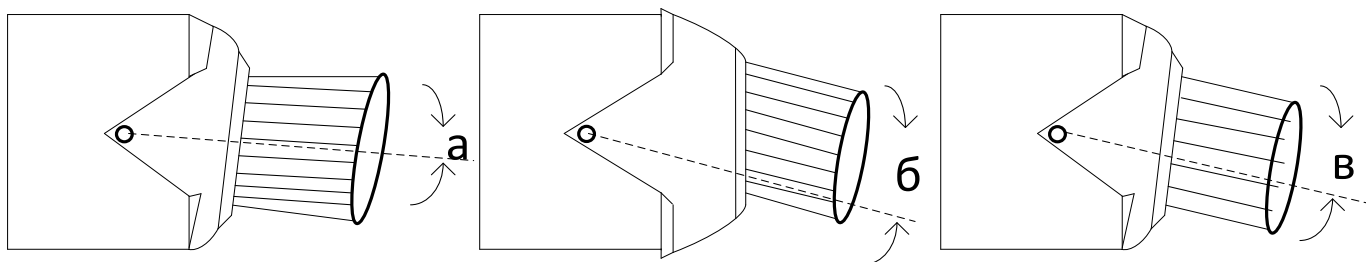


Рисунок 1 – Схеми сопел з механічним управлінням векторною тягою

Конструкція схеми сопла, представлена на рисунку 1а, з відхиленням потоку у дозвуковій частині, повинна мати додатковий вузол, що забезпечує відхилення сопла цілком. Схема сопла з відхиленням потоку тільки в надзвуковій частини на рисунку 1б фактично не має ніяких спеціальних елементів для забезпечення відхилення вектору тяги. Відмінності в роботі цих двох схем виражаються в тому, що для забезпечення одного і того ж ефективного кута відхилення вектору тяги схема з відхиленням в надзвуковій частини вимагає великих керуючих моментів. На рисунку 1в зображено комбіноване управління сопла.

Високої ефективності управління вектором тяги можна домогтися з допомогою газодинамічного управління вектором тяги за рахунок асиметричної подачі керуючого повітря в тракт сопла.

Газодинамічне сопло використовує «струминну» техніку для зміни ефективної площі сопла і відхилення вектору тяги, при цьому механічно сопло не регулюється. У цьому соплі відсутні гарячі високонавантажені рухливі деталі, воно добре komponується з конструкцією літального апарату, що зменшує масу останнього.

Зовнішні контури нерухомого сопла можуть плавно вписуватися в обводи літака, покращуючи характеристики конструктивної малої помітності. У цьому соплі повітря від компресора може направлятися в інжектори в критичному перерізі і в частині, що розширюється для зміни відповідного критичного перерізу і управління вектором тяги.

Конструкції струменевих сопел відрізняються різноманітністю силових і газодинамічних схем.

На зрізі звужується реактивного сопла організовується критична швидкість потоку. Далі потік, маючи надкритичну перепад тисків, розширюється, повертаючи навколо краю цього сопла у хвилях розрідження і утворюючи тим самим розширюється контур, і в ньому розганяється до надзвукової швидкості.

Утворюється вільний надзвуковий струмінь. У якійсь точці ця струмінь може приєднатися до стінки обичайки, формуючи надзвуковий контур, і далі протягом відбувається, як в сопло Лавалю.

Тобто на деякій довжині надзвуковий контур не має стінок. Звідси походить ще одна назва ежекторного сопла – сопло з розривом надзвукового контуру.

Фізична сутність більшої тяги ежекторного сопла по відношенню до звужується полягає в надмірному тиску ежектуємого повітря. Наприклад, на самій циліндричній обичайки рівнодійна сил тиску дорівнює нулю, при цьому на торцеву стінку і зовнішню поверхню первинного сопла діє підвищений тиск в ежектуємому потоці (якщо звичайно воно більше атмосферного).

Такого роду реактивні сопла, наближаючись по кінцевому ефекту до соплам Лавалю, конструкція і управління яких відрізняється підвищеною складністю, простіше і легше їх. Вони дозволяють перетворити дозвукове звужується сопло в надзвукове і, таким чином, значно поліпшити його показники. Однак, є тут і свої мінуси.

Через розрив надзвукового контуру можливе виникнення циркуляційних вихрових зон в області між кордоном надзвукового струменя і стінкою обичайки в місці виходу потоку з звужується частини і його повороту, а також стрибка ущільнення в місці приєднання потоку до стінки обичайки.

Розглянемо конструкцію з використанням частини, що розширюється в надзвуковій частині сопла для створення бічної сили тяги. З цією метою вихідний розтруб сопла переводиться в режим перерозширення і з однією з сторін сопла, на його бічній поверхні відкриваються отвори для доступу атмосферного повітря. При цьому струмінь з двигуна прилипає до протилежної сторони сопла.

Схема і принцип дії «струминного» сопла показано на рисунку 2.

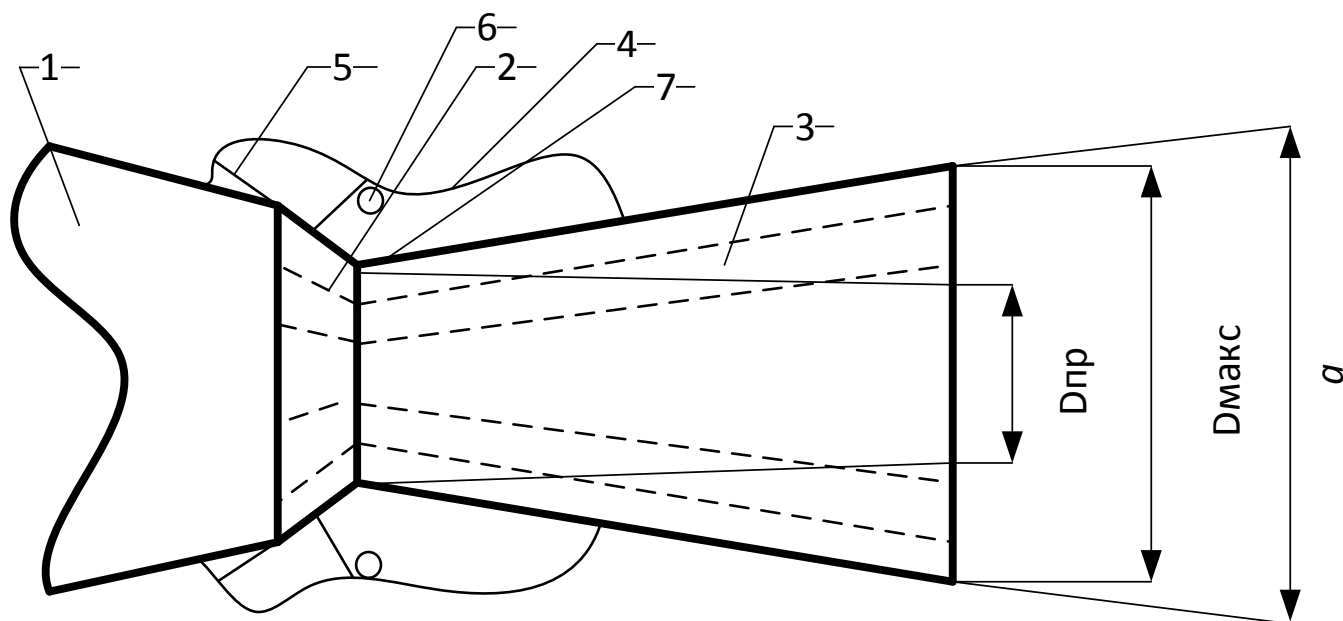


Рисунок 2 – Схема струминного сопла управління векторною тягою

На схемі струминного сопла управління векторною тягою, рисунок 2, зображено: 1 - двигун (газогенератор двигуна); 2 - звужена частина сопла з вхідними внутрішніми стулками; 3 - частина сопла, яка розширюється з вихідними внутрішніми стулками; 4 - зовнішні кронштейни регульованого сопла; 5 - приводи регульованого сопла з тягами; 6 - приводи частини сопла, яка розширюється; 7 - приводи заслінок на стулках регульованого сопла; 8 - заслінки рухливі, керовані. Виникнення керуючих сил забезпечується наступним порядком операцій: На першій фазі роботи сопла збільшують кут відхилення стулок розширюється частина сопла - кут α встановлення вихідних стулок частини 3 сопла, яке розширюється. Схема струминного сопла зображена у додатку Д.

На другій фазі, на режимі утворення керуючих зусиль на частині поверхні сопла відкривають заслінки 8 для надходження атмосферного повітря на частині бічної поверхні частини сопла 3, яке розширюється. Перемикання заслінок 8 на протилежній половині бічної частини сопла, яке розширюється призводить до відхилення струменя і вектору тяги двигуна на кут β в протилежному напрямку.

Для створення керуючих зусиль у двигуні з надзвуковим соплом можна дещо змінити надзвуковій частину вже існуючого сопла. Ця відносно нескладна

модернізація вимагає мінімальної зміни основних деталей і вузлів вихідного, штатного сопла.

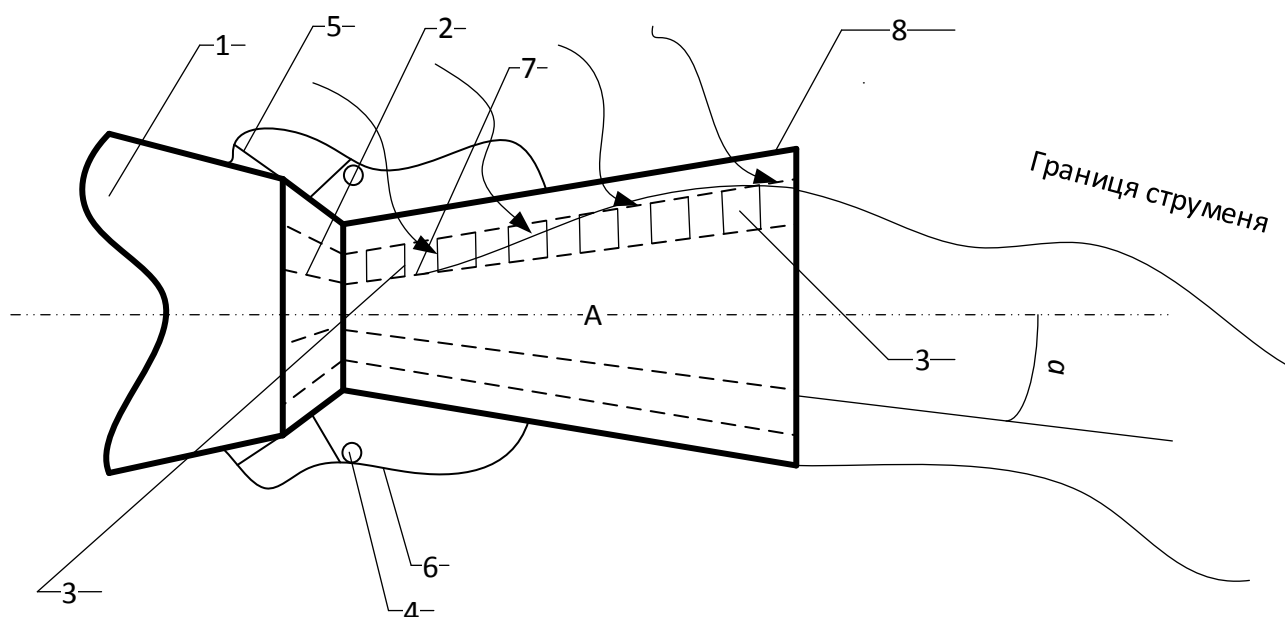


Рисунок 3 – режим утворення управляючої сили УВТ

Застосування всеракурсного відхилення вектору тяги на цих літаках дозволяє здійснювати не тільки управління винищувачем на маневрах, в тому числі на режимах зверхманевреності – на дуже великих кутах атаки і мінімальних швидкостях, але і стабілізацію параметрів польоту по всім трьох осях при звичайному пілотуванні, забезпечуючи скорочення витрат на балансування і, відповідно, витрати палива. Просторове відхилення векторної тяги дає можливість отримувати великі кутові швидкості крену і забезпечувати ефективне управління за курсом при польоті на великих кутах атаки, коли традиційні аеродинамічні органи управління значно втрачають свою ефективність, а також суттєво збільшувати кутові швидкості по тангажу.

Важливою особливістю літаків МіГ-29М і МіГ-29М2 є також висока спільність з випускаються зараз модернізованим МіГ-29СМТ по складу бортового радіоелектронного обладнання та озброєння. В результаті, більшість випробувальних польотів в інтересах програм МіГ-29СМТ і МіГ-29К можуть бути зараховані і за програмою МіГ-29М/М2.

Одним із способів відхилення вектору тяги (ОВТ) є використання тонкого реактивного струменя, що витікає з щілинного сопла на криволінійну відхиляючу поверхню – спосіб управління векторною тягою за рахунок сервоприводу. Тонка щілинна струмінь, обтікаючи викривлену відхиляючу поверхню, захоплює за собою струмінь основного двигуна, при цьому кут відхилення вектору тяги регулюється кількістю (витратою) видувається в тонку щілину газу, причому відхилення вектору тяги від осі тут може досягати значних кутів[2]. Відзначається, що така система ОВТ може забезпечити хороші характеристики літака при підвищеній маневреності, досить швидке збільшення підйомної сили і отримання короткої довжини злітної і посадкової дистанції. Сервопривідна система ОВТ не вимагає регульованих або елементів, що будуть відхилятися, тому що відхилення вектору тяги досягається поворотом ротора. Видувається з тонкої щілини плоска струмінь прилипає до криволінійної поверхні внаслідок балансу відцентрових сил тангенціально видувається щілинний струменя і зниження статичного тиску по перетину струменя. Це явище відоме як ефект Коанда. Струмінь основного двигуна закінчується з плоского сопла, створюючи тягу, потім, взаємодіючи з щілинним струменем, обтікає криволінійну поверхню, створюючи додаткову силу (чи потяг) до моменту відриву струменя від поверхні. При збільшенні кількості руху газу знижується мінімальний рівень тиску на поверхні Коанда і збільшується площа поверхні, на яку діє тиск. Знижений тиск на обтічній поверхні призводить до відхилення реактивного струменя сопла основного двигуна аж до моменту відриву потоку від поверхні.

Сумарна тяга є сума тяги сопла основного двигуна і сили, що виникає на криволінійній поверхні Коанда. Збільшення цієї сили відповідає збільшенню кута відхилення вектору тяги. Так як величина сили, що діє на обтічну поверхню, визначається кількістю руху тангенціально видувається газу з щілинного сопла, то зміна кількості руху дозволяє змінювати або керувати величиною кута відхилення вектору тяги[2].

1.1 Всеракурсне відхилення вектору тяги (Україна)

Застосування всеракурсного відхилення вектору тяги на цих літаках дозволяє здійснювати не тільки управління винищувачем на маневрах (в т. ч. на режимах зверхманевреності – на дуже великих кутах атаки і мінімальних швидкостях), але і стабілізацію параметрів польоту по всім трьох осях при звичайному пілотуванні, забезпечуючи скорочення витрат на балансування і, відповідно, витрати палива. Просторове відхилення векторної тяги дає можливість отримувати великі кутові швидкості крену і забезпечувати ефективне управління за курсом при польоті на великих кутах атаки, коли традиційні аеродинамічні органи управління значно втрачають свою ефективність, а також суттєво збільшувати кутові швидкості по тангажу.

Цей варіант має величезні переваги, їх велика кількість в Україні, високі маневрені характеристики літаків СУ-27 і МіГ-29, налагоджене виробництво ракет "повітря–повітря" в Києві, готову інфраструктуру, готових пілотів і ремонтні заводи. Прийнятий на озброєння ВПС СРСР перехоплювач СУ-27 на той момент був одним з кращих у своєму класі в світі. Лише близько 30 машин відійшло Білорусі та 74 літака (включаючи 2 прототипу СУ-33) дісталися Україні.

Вони зосереджені в чотирьох полках: 831-й (Миргород), 100-й (Новофедорівка) і 3-є управління ДНДІ Повітряних сил (Кіровське). На відміну від більшості типів літаків і вертольотів, їх кількість практично не піддавалося скорочення. Крім двох втрачених катастрофи СУ-27УБ, за кордон було продано 9 машин: 2 – в США, 1 – у Великобританії, 3 – в Ефіопію, 2 – в Еритреї та 1 – в Китай.

При вкрай обмеженому фінансуванні стан машин було різним, проте значно краще, ніж, наприклад, у МіГ-29, які складають основу української винищувальної авіації; що, в принципі, мало під собою досить серйозні підстави[28].

У плані бойових можливостей СУ-27 істотно перевершує МіГ-29: у кілька разів більший радіус дії, значно більше бойове навантаження, більш потужна РЛС з більш ніж в 2 рази більшою дальністю виявлення і т. д. Крім того, всі отримані

Україною машини були досить «молодими», до того ж СУ-27 має більш ніж у 2,5 рази більший ресурс (порівняно з тим же МіГ-29).

Влітку 2015 року в прикордонних боях СУ-27 виступили у ролі ударних літаків. Після підписання Мінських угод посиленими темпами почалося відновлення парку літаків Повітряних сил ЗСУ, в тому числі і СУ-27. Станом на осінь 2016, в строю ціла бригада СУ-27 (близько 36 машин)[37].

Зараз в Україні провели такі модернізації літаків СУ-27, МіГ-29:

- на 30% збільшена дальність виявлення повітряних цілей;
- підвищено точність застосування некерованих засобів ураження по наземних цілях;
- реалізована можливість виконання навігаційного бомбометання з горизонтального польоту і пологого кадрування по цілях з відомими координатами;
- підвищено точність літаководіння по маршруту і виведення літака в задану точку з відхиленням не більше 50м з використанням апаратури споживачів супутникових навігаційних систем ГЛОНАСС і GPS NAVSTAR СН–3307–02;
- реалізований захід на посадку та посадка на необладнаний аеродром по відомим координатам контрольної точки;
- реалізована можливість розвідки цілей з запам'ятовуванням координат;
- реалізована можливість польоту літака за маршрутом в режимі "радіомовчання" (без використання радіотехнічних засобів, які працюють на випромінювання);
- реалізована можливість польоту літака з міжнародних трасах з використанням маяків VOR /DME;
- реалізована можливість інструментального заходження на посадку з використанням маяків ILS /DME;
- реалізована можливість роботи з вторинними радіолокаторами АТС RBC в режимах АС і А;
- забезпечується реєстрація параметричної, бінарної, цифрової, аудіо та відео інформації на аварійному накопичувачі в реальному масштабі часу;

- забезпечується реєстрація аудіо і відео інформації на експлуатаційному накопичувачі FLASH системи CABP–27У;
- забезпечується реєстрація параметричної, цифровий, в тому числі і від СІК–Б, інформації на експлуатаційному накопичувачі FLASH системи Екран–02М–3 (Екран–УБ–02 М–3) в реальному масштабі часу;
- реалізована можливість використання сучасних засобів обробки польотної інформації із застосуванням алгоритмів автоматизованого контролю за допомогою ПК для виконання поглибленого аналізу і розширеної діагностики технічного стану бортового обладнання та двигунів, що дозволить при накопиченні бази даних перейти на експлуатацію літаків за технічним станом;
- реалізована можливість виконання поглибленої оцінки дій льотчика при виконанні польотного завдання на основі зареєстрованої аудіо та відеоінформації.

В результаті проведеної модернізації досягнуто:

- збільшення дальності виявлення повітряних цілей в 1,3 рази;
- збільшення перешкодозахищеності РЛС;
- підвищення надійності і ремонтпридатності станції.

Літак СУ-25М1 за рахунок модернізації на Запорізькому авіаремонтному заводі «МіГ-ремонт» отримав нове цілком українське обладнання – систему супутникової навігації, систему СПС, нову радіостанцію та цифровий приціл, який дозволив підвищити точність прицілювання приблизно на 30%. До особливостей модернізованого літака належать поліпшенні точності навігації при польотах по маршруту на будь-яких висотах. На порядок поліпшена точність бомбометання і стрільби ракетним і артилерійським озброєнням по наземних цілях[37].

За рахунок установки супутникової системи навігації літак здатний вражати цілі навіть тоді, коли пілот їх візуально не бачить, але йому відомі її координати. Літак здатний використовувати штатне озброєння по наземним цілям вдень і вночі, в умовах поганої видимості і не виходячи із-за хмар. Суттєво, майже в 3 рази, підвищена висотність застосування озброєння. Істотно зменшено час перебування

літака над цілями. Встановлено модуль повітряних параметрів і бортовий реєстр цифрових параметрів БРЦП.

У модернізованого українського МіГ-29МУ1 на 20% збільшена дальність виявлення повітряних цілей (до 100 км в передній півсфері і до 45 км – в задній). Його вдосконалені ракети Р-27ЕР1 і Р-27ЕТ1, що випускаються української Державною компанією «Артем», мають дальність пуску до 95 км. По наземним цілям поки, як і раніше, можна застосовувати тільки некероване зброю вдень у простих метеоумовах.

У березні 2015 р НД України отримали три перші модернізованих штурмовика: два бойові одномісних СУ-25 М1 і учбово-бойовий СУ-25УБМ1. 29 листопада 2011 ще два СУ-25М1 поповнили бойовий склад 299-ї тактичної авіабригади, дислокованої в Миколаєві.

МіГ-29 та СУ-25 вдосконалені виключно силами українських підприємств. Вартість «малої модернізації» у порівнянні з цінами на світовому ринку виявилася чисто символічною – приблизно \$2 млн. для МіГ-29МУ1, і \$0,92 млн. для СУ-25М1 (без урахування витрат на капремонт).

Модернізований навчально-тренувальний літак L-39М1 був прийнятий на озброєння ЗС України в липні 2013 року. Роботи з удосконалення, виконані на підприємстві «Одесаавіаремсервіс», включали установку модифікованого двигуна AI-25ТЛШ розробки ДП «Івченко-Прогрес». Він має підвищену до 1850 кгс тягу і вдвічі меншу прийомистість (з 8-12 до 5-6 с), що дозволяє значно поліпшити динамічні характеристики літака і безпеку польотів на малих висотах. Нова система реєстрації польотних даних дозволяє ретельно контролювати якість виконання екіпажем завдання. Можливе застосування зброї по наземних і повітряних цілях.

На Одеському заводі також розроблений і проходить випробування більш серйозний варіант модернізації літака L-39, кабіна якого обладнана для підготовки льотчиків винищувачів МіГ-29 і СУ-27, в т.ч. по веденню повітряного бою.

В жовтні 2015 року Президент в Запоріжжі передав представникам військових частин Повітряних сил України формуляри на два літаки СУ-27М1, модернізованих запорізьким заводом «МіГ-ремонт».

В літаку розширені бойові можливості та підвищена ефективність вирішення бойових завдань за рахунок збільшення на 30% дальності виявлення повітряних цілей та підвищення точності застосування некерованих засобів ураження по наземних цілях, реалізована можливість виконання навігаційного бомбометання з горизонтального польоту, реалізована можливість використання сучасних засобів обробки польотної інформації із застосуванням алгоритмів автоматизованого контролю за допомогою ПК для виконання поглибленого аналізу і розширеної діагностики технічного стану бортового устаткування і двигунів і багато іншого.

Загалом на сьогодні можна констатувати, що у середньостроковій перспективі основна увага керівництва ЗС України буде зосереджене саме на проектах, пов'язаних з модернізацією бойових винищувачів МіГ-29 і СУ-27, літаки-розвідники СУ-24МР і штурмовика СУ-25, а також учбово-бойового Л-39. Ці роботи планується проводити вже з урахуванням досвіду застосування як серійних, так і модернізованих машин (зокрема, МіГ-29МУ1 і СУ-25МУ1) в антитерористичній операції на сході України.

Однак всі зусилля, спрямовані на модернізацію літаків фронтової авіації МіГ-29 і СУ-27, які анонсує керівництво Повітряних сил, навіть з рішенням завдання по збільшенню дальності радіолокаційного виявлення цілей цими літальними апаратами, лише частково підвищують можливості бойової авіації. Адже подальша модернізація цих літаків має відбуватися спільно із розвитком авіаційних засобів ураження, які в переважній більшості в Україні ще радянських часів.

В Україні ведуться роботи по модернізації обладнання, озброєння, дальності видимості літаків, перешкодозахищеності, надійності і ремонтпридатності і інші модифікації, але робота по впровадженню технологій відхилення вектору тяги не ведеться. Зараз дуже актуально застосувати всеракурсне відхилення векторної тяги, що робить управління літаками більш точним, більш впевненим і більш енергійним, практично незалежним від величини кута атаки, причому як при виконанні елементів надманеврених, так і при традиційному пілотуванні.

Працівники Львівського державного авіаційно-ремонтного заводу, що входить в державний концерн «Укроборонпром» здійснили модернізацію двох винищувачів

МіГ-29МУ1. Повідомляється, що нові машини вже поповнили авіапарк однієї з військових частин ЗСУ[38].

У модернізацію входить встановлення більш сучасної радіолокаційної станції (РЛС), яка дозволить винищувачам виявляти літаки противника на більшій відстані. Також бойовий літак отримав додаткову апаратуру, яка розширює можливості реєстрації та контролю різних технічних параметрів під час польоту. Льотчик зможе оперативно отримувати детальну інформацію про роботу всіх систем винищувача. Крім того, МіГ-29МУ1 був оснащений системою супутникової навігації, інтегрованої у радіонавігаційний комплекс машини.



Рисунок 4 – МіГ-29МУ1[38]

Крім модернізації, працівники ЛДАРЗ провели капітальний ремонт винищувачів та збільшили його ресурс. Модернізована машина здатна розвинути швидкість до 2450 км/год та має відмінні маневрові якості. Проти повітряних цілей МіГ-29МУ1 може використовувати ракети «повітря-повітря» (середньої та ближньої дистанції), а також автоматичну 30-мм гармату. Винищувач здатен наносити й удари по землі, використовуючи блоки некерованих ракет або невеликі авіабомби. Протистояти ворожим літакам і наземним зенітним комплексам допомагає розвинена система радіоелектронної боротьби (РЕБ).

1.2 Дослідження методу керування вектором тяги

Використаємо метод керування вектором тяги літального апарату (ЛА) з урахуванням обмеження на тягу силової установки. Обмеження виконано на основі використання трикутника потужності, що представляє собою рівносторонній трикутник, висота якого інтерпретується як величина тяги силової установки. Закони управління синтезовані на основі методу зворотних завдань динаміки.

Зазвичай в режимі автоматичного керування вектором швидкості польоту літака передбачається, що параметри руху не виходять за межі експлуатаційних обмежень. Чи ця умова порушується, то необхідно передбачити корекцію керуючих впливів, що приводять ЛА в зону допустимих або дозволених значень координат стану. Найбільш важливою компонентою вектору швидкості, що впливає на безпеку польоту, є модуль вектору швидкості польоту. В цьому випадку необхідно так управляти силовою установкою повітряного судна, щоб завжди виконувалася умова:

$$V_{\min} \leq V(t) \leq V_{\max}, \quad (1)$$

де $V_{\min} = V_{\min}(H)$, $V_{\max} = V_{\max}(H)$ - мінімальне і максимальне значення модуля швидкості польоту, що визначається експлуатаційним діапазоном висот і швидкостей польоту.

Враховуючи, що ЛА може виконувати в просторі стану складні маневри з різними фіксованими значеннями координат, наприклад, швидкість польоту V , кут нахилу траєкторії θ , висота польоту H і т. д., то ліва і права межі допустимого діапазону зміни швидкості польоту являють собою складні функції координат стану, так і енергетичних ресурсів. Залежно від стратегії управління ЛА буде залежати і рішення завдання обмеження швидкості польоту. Під стратегією управління тут розуміються дозволені способи впливу на швидкість польоту – зміни траєкторії польоту; зміни тяги силової установки; зміни лобового опору літака; будь-яка комбінація перерахованих вище способів управління. Природно вважати, що комбінований спосіб управління є найбільш ефективним і доцільним.

Виходячи з наявних ресурсів, допустимих органів управління швидкістю на даному режимі і від прийнятої стратегії обмеження контрольованої координати,

система управління може будуватися за двома принципами: компенсаційний принцип управління; принцип енергетичного управління. Тут під «енергетичними» координатами розуміються насамперед кути нахилу траєкторії θ і крену γ , які при заданій швидкості польоту для реалізації деяких їх призначень вимагають додаткової витрати енергетичних ресурсів – тяги силової установки. Причому великим реалізованим значень θ і γ відповідають і великі додаткові витрати тяги силової установки.

В якості базового режиму польоту приймемо політ на заданій висоті H_0 . Але з довільним, але зафіксованим значенням швидкості V_0 . Цьому режиму відповідає деяке значення тяги P_0 силової установки. Припустимо, що ЛА здійснює розворот за рахунок зміни кренів. Для підтримки заданої висоти польоту необхідно збільшити кут атаки. При цьому швидкість польоту дещо зменшується за рахунок збільшення лобового опору. В цьому випадку тяга P_0 витрачається на підтримку нової швидкості V_1 і на створення деякого кута крену $\gamma \neq 0$.

Подальше збільшення крену призведе до зменшення швидкості польоту до значення, рівного:

$$V(t) = V_{np}^{orp}, \quad (2)$$

за умови стабілізації висоти польоту $H_0 = const$.

Якщо за умовою польотного завдання потрібно продовжити збільшувати кут крену, то для збереження рівності (2) необхідно збільшувати тягу силової установки.

Для геометричної інтерпретації викладеного скористаємося рівностороннім тре-косинцем, який надалі будемо називати трикутником потужності. Висоту трикутника будемо інтерпретувати з величиною тяги силової установки. По боках трикутника в деякому масштабі відкладені значення V , γ і θ . Скористаємося властивістю рівностороннього трикутника - сума перпендикулярів, відкладених з довільної внутрішньої точки на сторони, є величина постійна і рівна висоті трикутника. Тоді можна стверджувати, що довжини перпендикулярів, опущені на сторони трикутника, пропорційні поточним значенням тяги, необхідним для створення V , γ і θ . Як приклад трикутник потужності для режиму польоту $V(t) = V_0, H(t) = H_0 = const, |\gamma(t)| = |\gamma_0|$ представлений на рисунку 5.

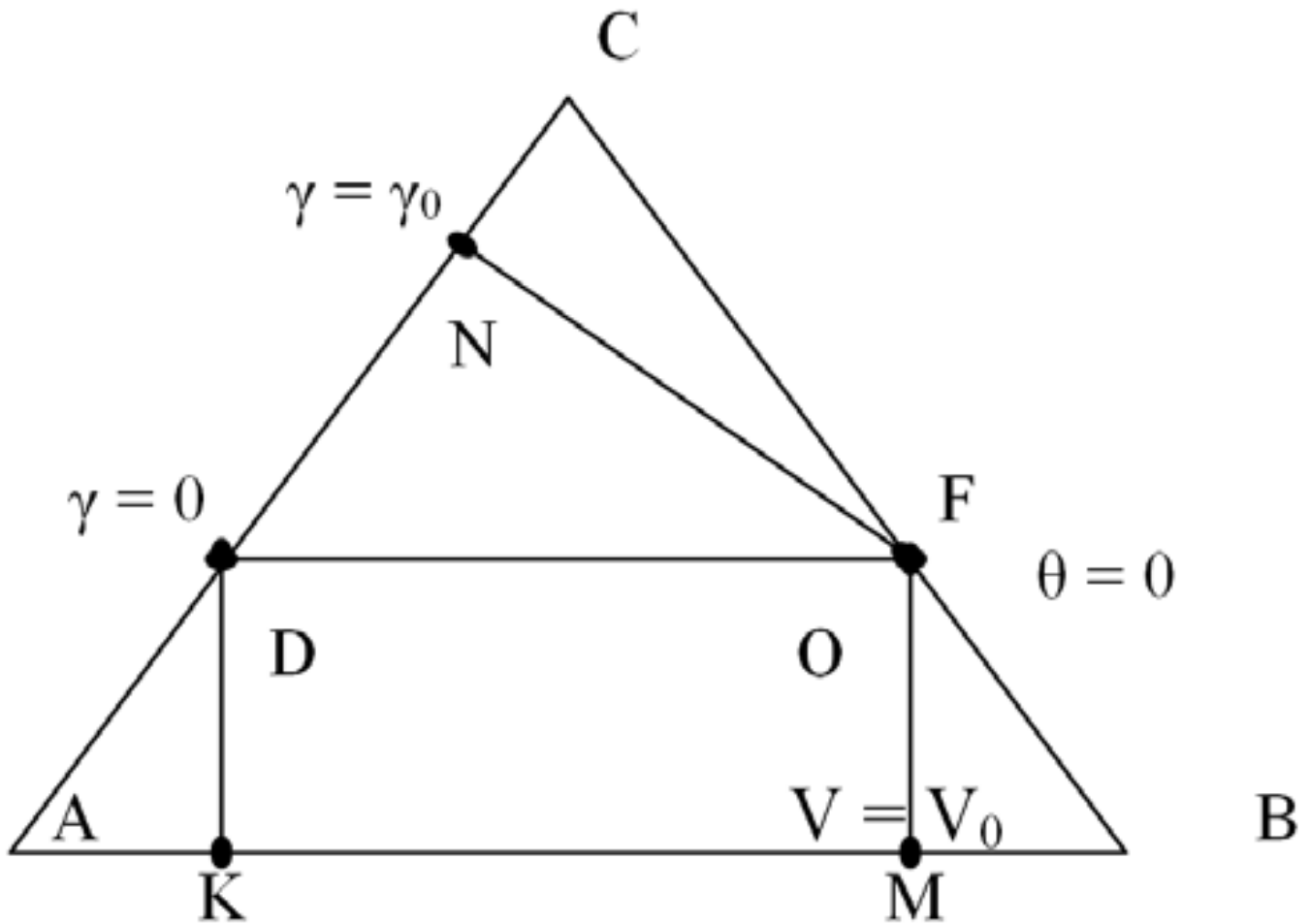


Рисунок 5 – Трикутник потужності[40]

Тут OM -перпендикуляр, опущений з точки O на сторону AB трикутника, довжина якого пропорційна тязі, необхідної для створення швидкості $V = V_0$;

- DK – відрізок, пропорційний величині швидкості $V(t) = V_0$;
- ON – перпендикуляр, опущений з точки O на сторону AC , на якій завдано масштаб кута крену. Його довжина пропорційна необхідній додатковій тязі для створення крену, рівного $|\gamma_0|$ при $V = V_0$ і $H = \text{const}$;
- DN – відрізок, величина якого пропорційна крену $|\gamma(t)| = ||$. Початок відліку по крену приймається в точці D , що визначається як точка перетину прямої $DF \parallel AB$ зі стороною AC .

Точка O називається рівноважною точкою, положення якої і визначає можливі значення координат V , γ і θ . На рис. 1 точка збігається з F . Це означає, що в даному випадку політ з набором висоти неможливий.

Отже, необхідно формувати коригувальний сигнал, спрямований на обмеження заданого кута крену або на збільшення тяги силової установки.

Розглянемо завдання синтезу оптимального управління вектором швидкості польоту ЛА.

Багатоваріантність опису складових завдання оптимального управління призводить до надзвичайної різноманітності її постановок. Основну редакцію завдання оптимального управління можна сформулювати наступним чином.

Нехай динаміка об'єкта керування на відрізку часу $[t_0, t_k]$ описується системою звичайних диференціальних рівнянь:

$$\dot{x}(t) = f(x, u, t), \quad (5)$$

де $x(t) = [x_1(t), \dots, x_n(t)]^T$ - вектор координат стану; $f(x, u, t)$ - n -мірна функція; $u(t) = [u_1(t), \dots, u_m(t)]^T$ - вектор управління.

Необхідно знайти керування $u(t)$, що дає змогу на даному часовому інтервалі мінімум цільового функціоналу:

$$J = \int_{t_0}^{t_k} L[x(t), u(t), t] dt + S_k[x(t_k)], \quad (6)$$

де $L(x, u, t)$ – скалярна невід'ємна функція; $S_k[x(t_k)]$ – термінальний член цільового функціоналу.

Велике поширення в даний час отримали методи синтезу законів управління, засновані на концепції зворотних задач динаміки, де проблема конструювання алгоритмів керування рухом розглядається з умов забезпечення запропонованих динамічних характеристик синтезованих систем.

Даний підхід дозволяє синтезувати алгоритми управління в замкнутій формі як для лінійних, так і для нелінійних моделей керованих процесів. При цьому обмеження, накладаються на зміни керованих координат, враховуються в досить простому вигляді. У такій постановці завдання синтезу оптимального управління формулюється наступним чином.

Нехай керована система описується диференціальним рівнянням виду:

$$\dot{x}(t) = f(x, u, t), \quad (7)$$

де $x(t)$ – n -мірний вектор стану; u – m -вимірний вектор управління; $f()$ – відома вектор значна функція, безперервно диференціюється за сукупністю своїх параметрів.

У початковий момент часу $t=t_0$ положення системи у просторі станів характеризується вектором $x(t_0) = x_0$. Потрібно знайти такий вектор $u(x)$, який би перекладав систему зі стану $x(t_0)$ в новий стан $x(t_k)$ по заданій траєкторії руху $y_{ж}(t)$.

Побудова алгоритму управління будемо здійснювати в два етапи: спочатку визначаються сили і моменти, а потім обчислюється шукане управління.

Особливістю даного методу є можливість використання нелінійних математичних моделей об'єктів управління без їх лінеаризації. Одержувані при цьому алгоритми також є нелінійними, структурно адекватними математичним моделям керованих процесів.

Однак часто в реальних автоматичних системах із-за динаміки керуючих сил, а також за наявності обмежень, що накладаються на управління та на координати стану, отримання бажаних перехідних процесів або рух по заданій траєкторії є неможливими. Тому доцільно вимагати не реалізацію заданої траєкторії, $y_{ж}(t)$, а ліквідацію помилки її відстеження за заданим законом. Заснований на такому підході метод синтезу алгоритмів управління отримав в літературі назву узагальненого методу зворотних завдань динаміки[6]. Його суть зводиться до наступного.

Нехай керований об'єкт у просторі станів описується векторним рівнянням (7). Потрібно знайти таке управління $u(t)$, яке забезпечує рух системи (7) уздовж заданої траєкторії руху з мінімумом функціоналу:

$$I = \int_{t_0}^T \Phi(x, y_c, t) dt, \quad (8)$$

де Φ – будь-яка позитивна напіввизначена функція; $y_{ж}(t)$ – бажана траєкторія системи (3), що визначається досяжними координатами вектору стану $x(t)$. Зауважимо, що розмірність вектору $y_{ж}(t)$ не може перевищувати розмірності вектору управління. Тут під досяжними координатами розуміють ті координати $x(t)$, довільні значення яких можуть зберігатися як завгодно довго. При русі системи за формулою

(7) вздовж опорної траєкторії на співвідношення між вектором стану і бажаним процесом накладається обмеження виду:

$$F(x, y_{jc}) = 0, \quad (8)$$

де $F()$ - m -мірна векторозначна функція, m -раз безперервно диференційована за своїми аргументами.

У загальному випадку вважаємо, що функція $F(x, u_j)$ задовольняє рівнянню:

$$\psi_1[(\lambda_i, F'(x, y_c), F''(x, y_c), \dots, F^{(k)}(x, y_c))] = \psi_2[\beta, F(x, y_c)], i = \overline{1, k}, \quad (9)$$

де λ, β - матриці довільного виду, які забезпечують стійкість рішення (6); $\psi_1(), \psi_2()$ - m -мірні нелінійні векторозначні функції.

Зауважимо, що обмеження за формулою (9) перетворюють рівняння (8) на вигляд:

$$\lim_{x \rightarrow \infty} F(x, y_c) = 0, \quad (10)$$

У багатьох технічних додатках функції y_1 і $y_2()$ в рівнянні (9) можна описати наступним рівнянням:

$$\psi_1(.) = F^{(k)}(x, y_c) + \lambda_{k-1}F^{(k-1)}(x, y_c) + \dots + \lambda_1 F'(x, y_c), \quad (11)$$

$$\psi_2(.) = \beta_0 F(x, y_c), \quad (12)$$

Уводячи визначення $\lambda_0 = \beta_0$, рівняння (9) з урахуванням (12) та (11) можна переписати:

$$F^{(k)}(x, y_c) + \lambda_{k-1}F^{(k-1)}(x, y_c) + \dots + \lambda_0 F(x, y_c) = 0, \quad (13)$$

В подальшому будемо приймати, що характер руху системи визначається рівнянням (11). Нехай для визначення функція узгодження матиме вигляд:

$$F(x, y_{jc}) = x - y_{jc}, \quad (14)$$

Порядок диференціального рівняння (11) вибирається виходячи з динамічних властивостей об'єкта управління. Не порушуючи спільності міркування, можемо вважати $k=1$. Тоді задане неузгодженість буде змінюватися за експоненціальним законом. Рівняння (11) при цьому прийме наступний вигляд:

$$F'(x, y_c) + \lambda_0 F(x, y_c) = 0, \quad (15)$$

Характер процесу за формулою (12) визначається елементами матриці. З урахуванням рівняння (11, 12), де рівняння (13) перетворюється до наступного виду

$$f(x, u) + \lambda_0 x(t) = \lambda_0 y_c(t) + y'_c(t), \quad (16)$$

При вирішенні задачі стабілізації, коли $y_{жс}(t) = const$, рівняння (16) прийме вигляд:

$$f(x, u) = \lambda_0 [y_c(t) - x(t)], \quad (17)$$

Рівняння (17) можна вирішити щодо u , якщо прийняти, що існує деяка функція f^* така, що:

$$u = f^* [\lambda_0 (y_c(t) - x(t))], \quad (18)$$

Дана різновид узагальненого методу обернених задач динаміки, заснована на аналітичному рішенні рівняння (17) або (16), отримала в літературі назву структурно-параметричного методу[3].

Якщо не існує аналітичного розв'язку цих рівнянь, можна скористатися одним з відомих методів чисельного рішення[7]. З рівняння (18) видно, що в загальному випадку управління залежить від коефіцієнтів матриці λ_0 . Тому другий етап синтезу пов'язаний з оптимізацією коефіцієнтів матриці λ_0 відповідно до обраного критерію (8).

Аналіз властивостей запропонованого методу управління вектором швидкості польоту ЛА розглянемо для режиму, коли стабілізується висота польоту при включеній системі автоматичного управління креном літака. Вважається, що режим роботи силової установки є незмінним. В цьому випадку тяга двигуна буде функцією швидкості польоту і може бути визначена за ВСХ при фіксованому значенні частоти обертання $n_k(t) = const$ компресора (ротора низького тиску).

На рисунку 7 наведені графіки наявної тяги і потрібних значень тяги силової установки для різних умов польоту гіпотетичного легкого маневреного ЛА. З графіків випливає, що значення тяги залежить від висоти і швидкості польоту, і при неузгодженому маневруванні може не виконуватися умова рівності наявної і потрібної тяг.

Іншими словами, зменшення швидкості польоту призводить до відповідного зменшення тяги. При цьому може виявитися, що значення тяги $P(H, n_k)$ при $H = const$ і $n_k = const$ достатньо для створення швидкості польоту $V(t)$, істотно більшою $V_{np}^{orp}(a_{дон})$. У цьому випадку мається можливість маневрування в горизонтальній

площині, тобто можливість польоту з кутом крену $\gamma \neq 0$. Область активного маневрування по крену в силу нелінійного характеру залежності додаткової витрати тяги, необхідної для забезпечення горизонтального польоту, від швидкості, не збігається з областю можливих змін швидкості польоту.

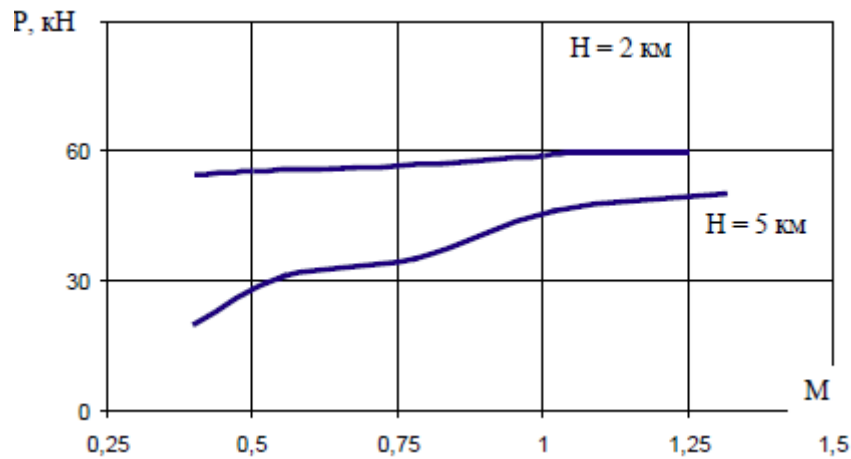


Рисунок 7 – Графік наявної тяги[40]

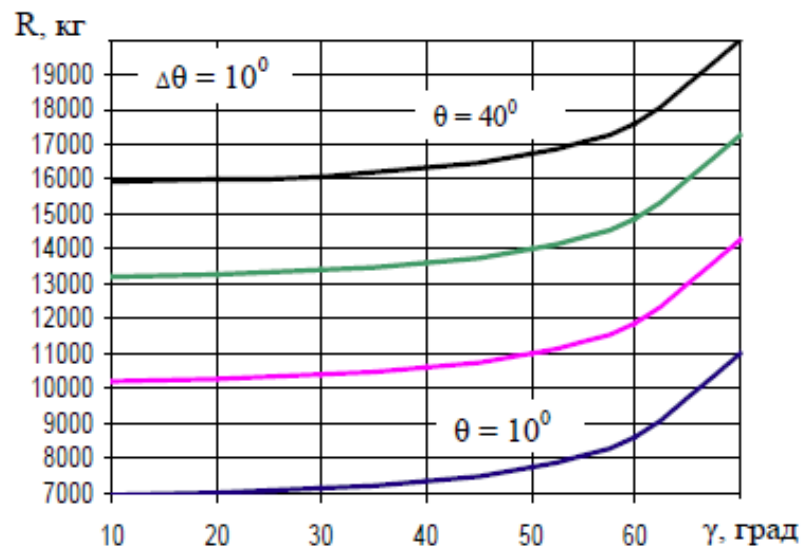


Рисунок 8 – Потрібне значення тяги силової установки, необхідне для створення заданого значення кута нахилу траєкторії при польоті на висоті $H = 2000$ м, $M = 0,7$ і $\theta = 10 - 400$ [40]

Аналіз ВСХ і потрібних значень тяги для створення у-зад (рисунки 7, 8) показує, що максимально можливий кут γ_{max} досягається при $V(t) > V_{np}^{osp}$ на рисунку 8.

Це означає, що для забезпечення максимального діапазону зміни крену необхідно контролювати не критичне значення швидкості польоту, а швидкість польоту, яка відповідає максимальному куті крену при умовах: $H=const$; $\delta_{pyd}=const$.

По-перше, це дозволить уникнути розвитку критичних ситуацій, по-друге, підвищити ефективність виконання польотного завдання. Слід зазначити, що ця швидкість є функція параметрів польоту: H ; δ_{pyd} ; числа M польоту, тобто:

$$V_1^{orp} = V(H, \delta_{pyd}, M), \quad (19)$$

У режимі автоматичного управління по крену (курсу) обмеження $V(t) \geq V_{1orp}$ може бути реалізовано шляхом введення обмеження по заданому куту крену.

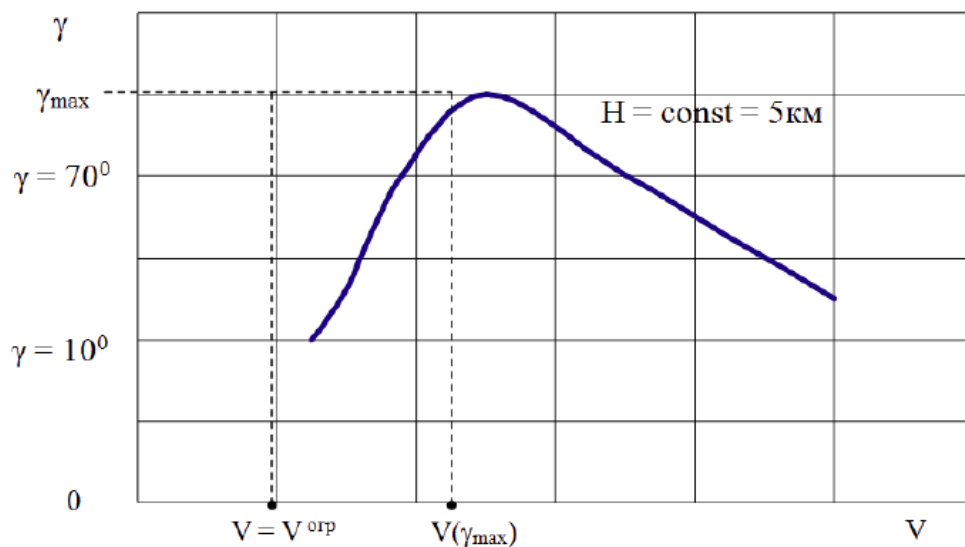


Рисунок 9 – Залежність від швидкості польоту[40]

У цьому випадку залежність поточної швидкості польоту від кута крену при стабілізації висоти польоту при фіксованому режимі роботи силової установки може бути представлена у вигляді графіка на рисунку 9.

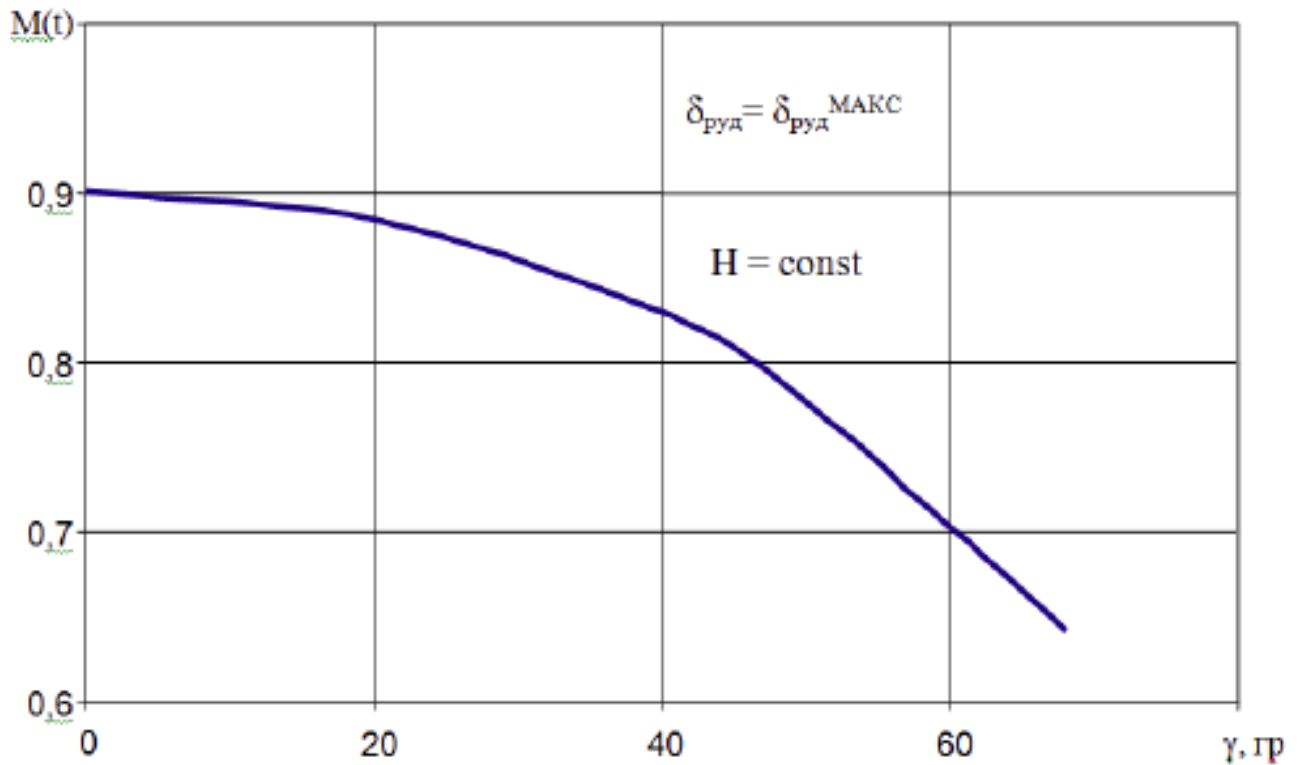


Рисунок 10 – залежність польоту від кута крену[40]

З наведених результатів випливає, що сталий політ при $V(t) = const$ від величини крену має істотно нелінійний характер. Це обумовлено двома причинами. Перша пов'язана з необхідністю збільшення кута атаки для підтримки умови $H(t) = const$.

Друга причина обумовлена нелінійним характером залежності внутрішньої, а отже, і ефективної тяги силової установки від швидкості польоту. Нелінійний характер залежності $V(\gamma)$ призводить до складної залежності $\gamma^{orp}(\gamma_{зад}, V, H, \delta_{руд})$, де реальне уявлення якої може містити помилки. В цьому випадку необхідно контролювати швидкість польоту у вигляді виконання умови $V(t) > V_{orp}$.

Якщо умова не виконується, то в систему управління креном ЛА вводиться сигнал корекції, пропорційний розузгодження $(V(t) - V^{orp})$, тому

$$\gamma^{omp} = \gamma^{orp} + k_{\lambda} \text{sign}(\gamma^{orp}) f(V(t) - V^{orp}), \quad (20)$$

де γ^{omp} - відпрацьований кут крену; γ^{orp} - загальний кут крену; k_{λ} - коефіцієнт пропорційності; $f(V(t) - V^{orp})$ - функція обмеження. Співмножник sign - забезпечує зменшення заданого значення кута крену незалежно від знаку поточного значення.

1.3 Дослідження способів відхилення вектору тяги в ежекторних та поворотних соплах

В нинішній час в розвинутих авіаційних державах вивчаються різні методи управління вектором тяги (УВТ) авіаційного двигуна. Головна перевага, яку дає використання УВТ, зключається в підвищенні маневреності в польоті і на режимах злету та посадки, коли традиційні методи управління літаком недостатньо ефективні через малу швидкість літального апарату.

При великому навантаженні літака з відхиленням вектору тяги зменшується дальність польоту. Однак для широкого використання сопла УВТ повинні мати відносно невелику вагу і простоту конструкції та не повинні погіршувати характеристики двигуна на крейсерському режимі польоту.

Серед конструкцій сопел – плоскі поворотні сопла з поворотом зверхзвукових створок на шарнірах в мінімальному перерізі, плоскі тривимірні з асиметричною ежекцією зовнішнього потоку зі мінімальним перерізом, сопла із вдувом поперечно струменю і вводом ітрецепоторів, сопла із змінним положенням критичного перерізу шляхом вводу тих самих ітрецепоторів. Усі дослідження кращого чи гіршого способу проводяться експериментальним шляхом або розрахунково-теоретичним, як у нашому випадку. Встановлені діапазони ефективної роботи механізмів УВТ по перепаду тиску π у соплі і максимальні кути вектору тяги для кожної конструкції. Результати експерименту (дослідження) та розрахунків добре узгоджені між собою.

Отримані характеристики сопел на режимі прямої тяги і відхилення вектору тяги, встановлено існування гістерезисних проявів у структурі проходження у режимі перерозширення. Гістерезис, які були визвані несиметричним прилипанням до створок сопла при білязвукових π і пов'язані із взаємодією граничного слою і внутрішнього скачка на великих π приводять до різниці в коефіцієнті тяги у куту повороту вектору тяги і повинні враховуватись законом управління тяги у такому соплі.

Також проведені дослідження сопла з газодинамічним УВТ, які можуть стати простішими за конструкцією і мати меншу масу. Найпростіше сопло з газодинамічним УВТ – ежекторне. Схема плаского ежекторного сопла і поле числа Маха при $\pi = 3$ показана на рисунку 11.

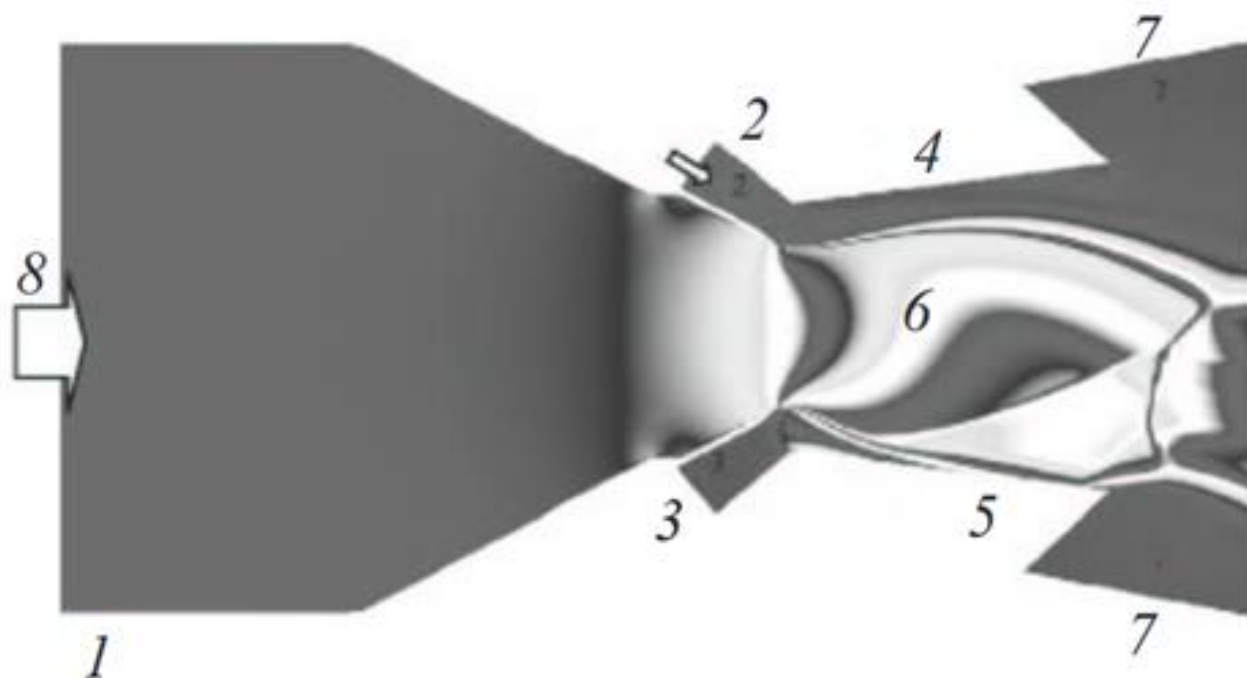


Рисунок 11 – Схема ежекторного сопла; 1 – дозвукова частина, 2 – ежекторний канал (відкритий), 3 – ежекторний канал (закритий), 4 – верхня створка, 5 – нижня створка, 6 – сверхзвукова частина, 7 – затоплений простір, 8 – канал подачі повітря

Управляємий вектор тяги сопла проходить за допомогою асиметричного відкриття і закриття ежекторного каналу для ежекції через них повітря навколишнього середовища у сверхзвукову частину сопла, що приводить струменя до стінки сопла, протидію якої іде до ежекторного струменя за рахунок ефекту Коанда. На рисунку 12 показано залежність кута вектору тяги α від π для 4-х досліджуваних конфігурацій – при степені розширення сопла ε : 1 – 1.69, 2 – 1.75, 3 – 1.84, 4 – 1.94.

Показано також експериментальні дані, отримані на моделі з $\varepsilon=1.69$. Для всіх конфігурацій кут вектору тяги α знаходять схожі залежності від π у діапазоні $2.2 < \pi < 5$.

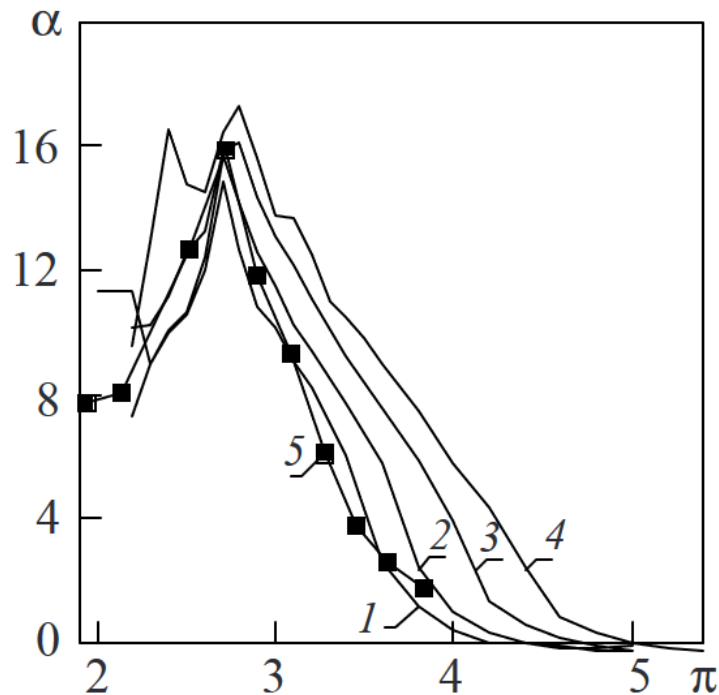


Рисунок 12 – залежність кута вектору тяги α від π для 4-х досліджуваних конфігурацій

Серед конструкцій сопел досліджувалось кругле сопло з асиметричною ежекцією атмосферного повітря у сверхзвукову частину. Кругла форма призвана полегшити реалізацію всеракурсного УВТ. Однак, кругле ежекторне сопло володіє декілька гіршими характеристиками по відхиленню вектору тяги, ніж пласке.

Управління вектором тяги стає неможливим при $\pi > 5$, що являється недоліком даного сопла УВТ. Діапазон управління можливо розширити за рахунок ежекції в сверхзвукову частину сопла потоку газу з більшою енергією, яке відібрано із дозвукової частини. Експеримент на модельних соплах з ежекторним УВТ продемонстровано лінійну залежність кута вектору тяги α від відношення витрати ежектуемого і основного потоків з коефіцієнтом пропорційності 30% в діапазоні $\pi = 5$, що відповідає кращим результатам, отриманим для даного способу управління.

Це доводить використання ежекторного сопла УВТ є найбільш підходящим для використання у ЛА, які будуть використовуватись для літаків у військовій сфері.

1.4 Літаки Ф-22 та Ф-35

У світі триває гонка за п'яте покоління. Росія проводить доопрацювання Т50, Китай поспішає запустити в серійне виробництво свій J-20, японці готуються до першого польоту Mitsubishi ATD-X. І тільки одна країна в світі не може брати участь у цих змаганнях, бо вона вже в них перемогла. Перший передсерійний F-22 Raptor піднявся в повітря 7 вересня 1997 року, показавши всьому світу, що США є світовим лідером в області військового авіабудування. У 2001 році почалося серійне виробництво цієї машини[36].

У світі триває гонка за п'яте покоління. список критеріїв, яким повинні відповідати винищувачі, щоб бути зарахованим до цієї групи:

- низький рівень помітності для радарів противника;
- можливість польоту на надзвуковій швидкості без включення форсажу;
- висока маневреність;
- багатофункціональність;
- здатність до всеракурсному ураження цілей;
- кругова інформаційна система;
- більш досконале бортове радіоелектронне обладнання, до складу якого входить РЛС з активною фазованою решіткою.

Силовa установка F-22 Raptor складається з двох двоконтурних турбореактивних двигунів Pratt & Whitney F119-PW-100, вони дозволяють літаку розвивати надзвукову швидкість без використання форсажу, що є одним з основних вимог для літаків п'ятого покоління.

Крім того, ці двигуни оснащені керованим вектором тяги, що значно підвищує маневреність винищувача. Сопла мають нерухомі бічні стінки і відхиляються нижні і верхні грані, що дозволяють машині міняти відхилення вектору тяги і регулювати перетин сопла. Крім того, плоскі сопла зменшують помітність літака в ІЧ-діапазоні.

Повітрозабірники нерегульовані, ромбовидні, мають S-подібний канал для екранування компресорів двигуна від опромінення.

Літак оснащений бортовий системою БРЗО, розробленої компанією TRW, в неї входить система обробки даних, система зв'язку, навігації і пізнання ICNIA і бойової електронний комплекс, що включає: систему РЕБ «Сандерс/Дженерал Електрик» AN/ALR-944 і БРЛС AN/APG-77[36].

Про радару, встановленому на винищувачі, варто сказати окремо. Це антена з активною фазованою решіткою, яка складається з 2 тисяч елементів, що випромінюють і приймають сигнал. Дана РЛС може виявляти цілі з ЕПР 1 м² на відстані 225 км в звичайному режимі і на 193 км в режимі LPI, крилаті ракети з ЕПР 0,1 м² — на дистанції 125 км.

Режим низької ймовірності перехоплення (LPI) дозволяє F-22 Raptor виявляти цілі, але при цьому самому залишитися непоміченим.

"Раптор" озброєний гарматою 20-мм M61A2 Vulcan, а також ракетами "повітря-повітря" AIM-120 C AMRAAM і AIM-9M Sidewinder.

Сильні сторони F-22 Raptor:

Концепцію застосування літака можна описати таким девізом: «Раніше виявив – швидше знищив».

Прекрасний комплекс електронного обладнання, особливо потужна і досконала РЛС, дає винищувачу можливість виявляти противника на далеких дистанціях, а самому залишатися непоміченим.

Низька радіолокаційну помітність винищувача сприяє тому, що F-22 Raptor може першим виявити ворожий літак і знищити його. Крім того, сучасні літаки четвертого покоління перед запуском ракети включають форсаж, щоб набрати швидкість, «Раптору» цього робити не потрібно.

F-22 Raptor має значний практичний стелю, що також є перевагою в повітряному бою.

За своїм маневреним характеристиками F-22 перевершує будь-які літаки четвертого покоління. Відмінні аеродинамічні якості літака, двигуни з керованим

вектором тяги забезпечують винищувачу відмінну маневреність і керованість на будь-яких режимах польоту.

F-35 – це сімейство малопомітних багатофункціональних бойових літаків п'ятого покоління, створених в рамках найбільш амбітної програми в історії авіації – JSF (Joint Strike Fighter, «Єдиний ударний літак»). Основним розробником і виробником винищувача став американський аерокосмічний гігант Lockheed Martin, у проекті також беруть участь і інші, не менш імениті компанії: Pratt & Whitney, Northrop Grumman, Rolls-Royce, Allison і British Aerospace.

Перший політ винищувача відбувся в жовтні 2000 року, а в 2012 році почалася його експлуатація. Сьогодні F-35 вже знаходиться в серійному виробництві (правда, в дрібносерійному). Масштабно випускати літак планують у 2019 році. На середину 2018 року було випущено 194 літаки.

F-35 має три «іпостасі»: наземний винищувач, який розроблявся для потреб ВПС США, винищувач з укороченим зльотом і вертикальною посадкою для американського КМП і британських військово-морських сил і палубний винищувач для американського флоту. В майбутньому американці планують замінити на F-35 цілий ряд літаків, які знаходяться на озброєнні сьогодні: штурмовик A-10, F-16, F/A-18 і AV-8B. Британці думають використовувати F-35 замість свого знаменитого СВВП Sea Harrier.

Програма розробки літака обійшлася американському бюджету в 55 млрд доларів, кожен винищувач після початку серійного виробництва (залежно від модифікації) буде коштувати від 83 до 108 млн доларів. Одна година польоту F-35 обходиться в 30,7 тис. доларів, що можна порівняти з витратами основного винищувача F-16.

В даний час F-35 вже знаходиться на експлуатації американської армії (понад 130 літаків різних модифікацій на 2018 рік), перші машини почали отримувати і союзники США: Нідерланди, Японія, Австралія, Італія, Ізраїль і Великобританія.

F-35 відноситься до винищувачів п'ятого покоління, при його створенні активно використовувався досвід, отриманий при створенні F-22 Raptor. Слід зазначити, що F-35 оснащений більш просунутою авіонікою, ніж "Раптор". БРЭО

винищувача, безсумнівно, є найбільш сильною стороною цієї бойової платформи. До складу радіоелектронного комплексу F-35 входять[36]:

- Багатофункціональна РЛС з активною фазованими антенними ґратами другого покоління AN/APG-81, яка однаково ефективно може виявляти цілі як на землі, так і в повітрі.
- Електронно-оптична система AN/AAQ-37, до складу якої входить шість інфрачервоних сенсорів, розташованих на різних сторонах фюзеляжу. Вона дозволяє визначати пуски балістичних ракет на відстані 1300 км, забезпечує навігацію при пілотуванні як в денний так і в нічний час, попереджає пілота про ракетну атаку, визначає місце розташування зенітних знарядь, знаходить повітряні цілі і супроводжує їх.
- Пасивна різноспрямована інфрачервона камера CCD-TV з високою роздільною здатністю, яка може проводити цілевказування на значних дистанціях, знаходити ворожі об'єкти на землі і в повітрі. Вона ж попереджає льотчика про опромінення літака променем лазера.
- Система установки індивідуальних перешкод AN / ASQ-239.
- Система цілевказівки і індикації, яка інтегрована в шолом пілота і дозволяє йому керувати машиною за допомогою руху голови й очей.
- Шолом льотчика F-35 взагалі можна назвати унікальним: він дозволяє пілотові бачити буквально крізь кабіну. Така здатність забезпечується великою кількістю відеодатчиків, розташованих на фюзеляжі машини.
- В кабіні встановлений широкоформатний сенсорний дисплей PCD, на якому відображається інформація, пов'язана з польотом і функціонуванням систем винищувача. Також на нього виводяться місця дислокації ворожих систем ППО і можливі маршрути їх обходу.
- Система голосового розпізнання, за допомогою якої льотчик може керувати деякими системами F-35.
- Винищувач оснащений цілою низкою передових систем прицілювання і зв'язку.

У їх число входить комплекс обміну даними Link 16, який часто називають «небесним інтернетом».

Програма F-35 є найдорожчим військовим проектом в історії людства. Навіть один цей факт — вже прекрасний привід для критики літака, однак, незважаючи на витрачені мільярди доларів і роки розробок, в конструкції F-35 постійно виявляють неточності. Проблеми у літака ціною більше ста мільйонів доларів сприймаються громадськістю особливо гостро.

Багато експертів ставлять під сумнів відповідність F-35 критеріям винищувача п'ятого покоління. Перш за все це стосується польоту на надзвуку без використання форсажу. Проте, розробники неодноразово заявляли, що винищувач має таку можливість. Є питання і до технологій невидимості. У 2018 році F-35 програв повітряний бій F-15 через неякісне нанесення «Стелс» покриття на фюзеляжі[36].

Багато питань викликає операційна система винищувача, в ході недавньої перевірки військові змогли виявити в ній 276 потенційних вразливостей. Однак якщо софт з часом все ж буде доопрацьовано, то є і недоліки, які виправити вже не вийде. До них можна віднести наступні:

- Недостатня тяго оснащеність (0,8-0,85), яка обумовлена сильно збільшеною масою машини під час її доопрацювання.
- Високе питома навантаження на крило, що істотно зменшує маневреність винищувача.
- Порівняно невелика маса озброєння, яку літак може прийняти у внутрішні відсіки.
- Через досить великий мінімальної швидкості, малої корисного навантаження і чутливості до вогню з землі F-35 може виявитися недостатньо ефективним в якості літака безпосередньої підтримки військ. Старий і випробуваний A-10 «Тандерболт» в цьому відношенні виглядає куди краще.

До сильних сторін F-35 можна сміливо віднести малу помітність для РЛС противника і найпотужніший комплекс БРЕО літака. Однак чи допоможуть вони винищувачу в реальному повітряному бою – це питання залишається відкритим.

2 МОДЕЛЮВАННЯ ТА РОЗРАХУНОК СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ВЕКТОРНОЮ ТЯГОЮ РЕАКТИВНОГО ДВИГУНА

2.1 Комп'ютерне моделювання

Моделювання являє собою один з основних методів пізнання, є формою відображення дійсності і полягає у з'ясуванні або відтворення тих чи інших властивостей реальних об'єктів, предметів і явищ з допомогою інших об'єктів, процесів, явищ, або з допомогою абстрактного опису у вигляді зображення, плану, карти, сукупності рівнянь, алгоритмів і програм[4].

Можливості моделювання, тобто перенесення результатів, отриманих в ході побудована дослідження моделі, на оригінал, засновані на тому, що модель в певному сенсі відображає (відтворює, моделює, описує, імітує) деякі цікавлять дослідника риси об'єкта. Моделювання як форма відображення дійсності широко поширене, і достатньо повна класифікація можливих видів моделювання вкрай скрутна, хоча б у силу багатозначності поняття «модель» широко використовується не тільки в науці і техніці, але мистецтві, і в повсякденному житті. Проте, стосовно до природних і технічних наук прийнято розрізняти такі види моделювання:

- концептуальне моделювання, при якому сукупність вже відомих фактів або подань щодо досліджуваного об'єкта або системи тлумачиться за допомогою деяких спеціальних знаків, символів, операцій над ними або за допомогою природного або штучного мов;
- фізична (натурне моделювання, при якому модель і модельований об'єкт являють собою реальні об'єкти або процеси єдиної або різної фізичної природи, причому між процесами в об'єкті-оригіналі і в моделі виконуються деякі співвідношення подібності, що впливають з подібності фізичних явищ;
- структурно-функціональне моделювання, при якому моделями є схеми (блок-схеми), графіки, креслення, діаграми, таблиці, малюнки, доповнені спеціальними правилами їх об'єднання та перетворення;

- математичне (логіко-математичне) моделювання, при якому моделювання, включаючи побудову моделі, здійснюється засобами математики та логіки;
- імітаційне (комп'ютерне) моделювання, при якому логіко-математична модель досліджуваного об'єкта являє собою алгоритм функціонування об'єкта, реалізований у вигляді програмного комплексу для комп'ютера.

Зрозуміло, перераховані вище види моделювання не є взаємовиключними і можуть застосовуватися при дослідженні складних об'єктів або одночасно, або в певній комбінації. Крім того, в деякому сенсі концептуальне і, скажімо, структурно-функціональне моделювання невиразні між собою, так як блок-схеми, звичайно ж, є спеціальними знаками з встановленими операціями над ними.

Традиційно під моделюванням на ЕОМ розумілося лише імітаційне моделювання. Можна, однак, побачити, що і при інших видах моделювання комп'ютер може бути вельми корисний. Наприклад, при математичному моделюванні виконання одного з основних етапів-побудова математичних моделей за експериментальними даними-в даний час просто немислимо без комп'ютера. В останні роки, завдяки розвитку графічного інтерфейсу і графічних пакетів, широкий розвиток отримало комп'ютерне структурно-функціональне моделювання, про яку детально поговоримо нижче. Покладено початок залучення комп'ютера навіть до концептуального моделювання, де він використовується, наприклад, при побудові систем штучного інтелекту.

Таким чином, ми бачимо, що поняття «комп'ютерне моделювання» значно ширше традиційного поняття «моделювання на ЕОМ» і потребує уточнення, що враховує сьогоденні реалії.

В даний час під комп'ютерною моделлю найчастіше розуміють:

- умовний образ об'єкта чи деякої системи об'єктів (або процесів), описаний з допомогою взаємозалежних комп'ютерних таблиць, блок-схем, діаграм, графіків, малюнків, анімаційних фрагментів, гіпертексту і т. д. і відображає структуру елементів об'єкта та взаємозв'язок між ними. Комп'ютерні моделі такого виду ми будемо називати структурно-функціональними;

- програму або програмний комплекс, що дозволяє за допомогою послідовності обчислень та графічного відображення їх результатів відтворювати (імітувати) процеси функціонування об'єкта, системи об'єктів за умови впливу на об'єкт різних, як правило, випадкових, факторів. Такі моделі ми будемо далі називати імітаційними.

Комп'ютерне моделювання-метод вирішення завдання аналізу або синтезу складної системи на основі використання її комп'ютерної моделі. Суть комп'ютерного моделювання укладена в отриманні кількісних і якісних результатів за наявною моделлю. Якісні висновки, отримані за результатами аналізу дозволяють виявити невідомі раніше властивості складної системи: її структуру, динаміку розвитку, стійкість, цілісність та ін. Кількісні висновки в основному носять характер прогнозу деяких майбутніх чи пояснення минулих значень змінних, що характеризують систему.

Предметом комп'ютерного моделювання можуть бути: економічна діяльність фірми, банку, промислове підприємство, інформаційно-обчислювальна мережа; технологічний процес, будь-який реальний об'єкт або процес, наприклад процес інфляції, і взагалі – будь-яка складна система. Цілі комп'ютерного моделювання можуть бути різними, однак найбільш часто моделювання є, як вже зазначалося раніше, центральною процедурою системного аналізу, причому під системним аналізом ми далі розуміємо сукупність методологічних засобів, використовуваних для підготовки і прийняття рішень економічного, організаційного, соціального чи технічного характеру.

Комп'ютерна модель складної системи має, по можливості, відображати всі основні фактори і взаємозв'язки, що характеризують реальні ситуації, критерії та обмеження. Модель має бути досить універсальною, щоб описувати близькі за призначенням об'єкти, і в той же час досить простий, щоб дозволити виконати необхідні дослідження з розумними витратами.

Все це говорить про те, що моделювання систем, що розглядається в цілому, являє собою скоріше мистецтво, ніж сформувалася наука з самостійним набором засобів відображення явищ і процесів реального світу. Тому винятково складними і

практично неможливими, є спроби класифікації задач комп'ютерного моделювання або створення достатньо універсальних інструментальних засобів комп'ютерного моделювання довільних об'єктів. Однак якщо навмисно звузити клас розглянутих об'єктів, обмежившись, наприклад, завданнями комп'ютерного моделювання при системному аналізі об'єктів економіко-організаційного управління, то можливо відібрати ряд досить універсальних підходів і програмних засобів.

Комп'ютерне моделювання дає можливість:

- розширити коло дослідницьких об'єктів - стає можливим вивчати не повторювані явища, явища минулого і майбутнього, об'єкти, які не відтворюються в реальних умовах;
- візуалізувати об'єкти будь-якої природи, в тому числі і абстрактні;
- дослідити явища і процеси в динаміці їх розгортання;
- керувати часом (прискорювати, сповільнювати і т. д.);
- здійснювати багаторазові випробування моделі, кожен раз повертаючи її в первинний стан;
- отримувати різні характеристики об'єкта в числовому або графічному вигляді;
- знаходити оптимальну конструкцію об'єкта, не виготовляючи його пробних примірників;
- проводити експерименти без ризику негативних наслідків для здоров'я людини або навколишнього середовища.

Комп'ютерне моделювання є одним з ефективних методів вивчення складних систем. Комп'ютерні моделі простіше і зручніше досліджувати в силу їх можливості проводити т. зв. обчислювальні експерименти, в тих випадках коли реальні експерименти утруднені через фінансові або фізичні перешкоди або можуть дати непередбачуваний результат. Логічність і формалізованість комп'ютерних моделей дозволяє визначити основні фактори, що визначають властивості досліджуваного об'єкта-оригіналу (або цілого класу об'єктів), зокрема, досліджувати відгук моделюється фізичної системи на зміни її параметрів і початкових умов.

Побудова комп'ютерної моделі базується на абстрагуванні від конкретної природи явищ або досліджуваного об'єкта-оригіналу і складається з двох етапів —

спочатку створення якісної, а потім і кількісної моделі. Чим більше значущих властивостей буде виявлено і перенесено на комп'ютерну модель — тим більш наближеною вона виявиться до реальної моделі, тим більшими можливостями зможе володіти система, що використовує дану модель. Комп'ютерне ж моделювання полягає в проведенні серії обчислювальних експериментів на комп'ютері, метою яких є аналіз, інтерпретація та порівняння результатів моделювання з реальним поведінкою досліджуваного об'єкта і, при необхідності, подальше уточнення моделі і так далі

Розрізняють аналітичне та імітаційне моделювання. При аналітичному моделюванні вивчаються математичні (абстрактні) моделі реального об'єкта у вигляді алгебраїчних, диференціальних та інших рівнянь, а також передбачають здійснення однозначної обчислювальної процедури, що призводить до їх точному рішенню. При імітаційному моделюванні досліджуються математичні моделі у вигляді алгоритму(ів), що відтворює функціонування досліджуваної системи шляхом послідовного виконання великої кількості елементарних операцій.

2.2 MatLab

Система MATLAB (від слів Matrix Laboratory — матрична лабораторія) створена фахівцями фірми MathWorks Inc. із залученням великої кількості партнерів. Існує вона близько двадцяти років. Це ліцензійний програмний продукт найвищого рівня, який постійно вдосконалюється, що проявляється в появі нових більш досконалих версій. Так, в 2001 році фірма MathWorks випустила в світ версію MATLAB 6.1, що стала явним лідером в класі подібних систем і отримала розвиток в подальшій версії MATLAB 6.5 (Release 13). Для зручності користування вся система MATLAB поділена на розділи, оформлені у вигляді пакетів програм, найбільш загальні з яких утворили ядро. Інші пакети об'єднані або існують індивідуально у вигляді так званих Toolboxes. Особливо слід виділити пакет Simulink, призначений для моделювання лінійних і нелінійних динамічних систем. Він базується на принципах візуально орієнтованого програмування з використанням моделей у вигляді комбінацій компонентів-блоків, шляхом з'єднання

яких між собою складаються функціональні моделі пристроїв і систем. При цьому математична модель, що описує поведінку такої системи, формується і вирішується автоматично. Для дослідника Simulink створює масу можливостей, починаючи від функціонального подання пристрою і аж до генерування кодів, використовуваних для програмування мікропроцесорів. Пакет Simulink разом з пакетом розширення SimPowerSystems (у більш ранніх версіях — Power Systems Blockset) є основою для вивчення і дослідження пристроїв силової електроніки та електромеханічних пристроїв[33].

Система MATLAB об'єднана з версіями пакетів Simulink і SimPowerSystems. Важливо відзначити, що обидва зазначених пакети забезпечені великими бібліотеками. Бібліотека Simulink містить блоки, в основному орієнтовані на моделювання конкретних пристроїв у вигляді функціональних схем. До неї входять джерела сигналів, масштабуючі, лінійні і нелінійні блоки, квантатори, інтегратори, диференціатори, Вимірювачі і т. д. В бібліотеку SimPowerSystems входить набір блоків для імітаційного моделювання електротехнічних пристроїв у вигляді пасивних і активних електротехнічних елементів, джерел енергії, електродвигунів, трансформаторів, напівпровідникових елементів. З допомогою Simulink і SimPowerSystems можна імітувати роботу пристроїв у часовій області, а також виконувати аналіз їх властивостей — розраховувати імпеданс ланцюга, отримувати амплітудної фазочастотні характеристики, виконувати гармонічний аналіз струмів і напруг.

При побудові моделей з застосуванням елементів SimPowerSystems і блоків бібліотеки Simulink допустимо залучення функцій самої системи MATLAB, що істотно розширює можливості моделювання електротехнічних систем і напівпровідникових пристроїв[31]. Незважаючи на велику бібліотеку SimPowerSystems, можливі випадки, коли потрібний блок як такий в бібліотеці відсутній. У цих випадках користувач може розробляти свої власні блоки, використовуючи наявні в бібліотеці елементи і застосовуючи створені підсистеми в Simulink. Усе зазначене дозволяє стверджувати, що SimPowerSystems і Simulink — це сучасні постійно розвиваються пакети з широкими можливостями моделювання

пристроїв силової електроніки, електромеханічних пристроїв і систем автоматичного управління.

Для переміщення виконавчого органу в системах автоматичного регулювання або дистанційного управління застосовується сервопривід. За способом управління сервоприводи бувають аналогові і цифрові. Аналогові управляються аналоговим сигналом – частотою, параметри якої задаються за допомогою широтно-імпульсної модуляції або ШІМ. Цифрові управляються цифровим сигналом, що представляє собою кодові команди, що передаються по послідовному інтерфейсу.

Для підвищення бойової ефективності літаків конструктори сформуливали основні принципи для забезпечення бажаного результату: 1 – підвищення маневреності як на дозвукових, так і на сверхзвукових швидкостях і 2 – зниження радіолокаційної і інфрачервоної помітності літака. Реалізація другої частини цих принципів для літаків були використані в США для «Stealth». В значній мірі і той і інший принципи, як показала практика, можуть бути просто використані: підвищення маневреності – управління вектором тяги (УВТ), включаючи використання реверсивного пристрою, а зниження помітності – заміна круглого розрізу прямокутним у відношенні 1:2 – 1:3 і більше включаючи пряму видимість найбільш нагрітих частин двигуна. Такі сопла отримали назву «плоскі сопла».

Для асиметричних сопел з УВТ управління вектором тяги може виконуватись декількома способами:

- Пневматичний спосіб
- За рахунок дефлекторів, які встановлені в районі вихідного розрізу сопла
- Механічним способом, коли відхиляється безпосередньо сопло або його частина

Наразі найрозповсюдженіший спосіб – механічний. Відхилення вектору тяги виконується за рахунок повороту всього асиметричного сопла чи лише його сверхзвукової частини.

До таких систем УВТ потрібно врахувати такі нюанси:

- Система УВТ повинна функціонувати на всіх режимах роботи двигуна

- Площа критичного перерізу сопла регулюється незалежно від системи УВТ і не повинна мінятися під час зміни вектору тяги
- Частота відхилень вектору тяги може бути виконана до 50 рухів в хвилину при маневрах літака в вертикальній і до 25 в горизонтальних площинах
- Швидкість зміни кута – до $30^{\circ}/\text{с}$, погрішність $\pm 0.1^{\circ}$
- Тиск газу за турбіною і витрата газу через сопло на режимі УВТ повинна бути таким же, як при прямому виході потоку і с такою же ступеню зниження тиску.
- При відмові – сопло встановлюється в положенні прямої тяги
- Конструкція сопла, де поворот вектору тяги здійснюється поворотом вузла, який розміщений між форсажною камерою та соплом. Така конструкція дозволяє модернізувати існуючі конструкції та реалізації УВТ.

Асиметричне сопло з поворотним вузлом дозволяє забезпечити відхилення вектору тяги в одній площині. Складається воно з двох модулів: поворотного вузла та реактивного сопла. Поворотний вузол дозволяє змінити напрямлення вектору тяги на різних режимах роботи двигуна. Поворот в такому випадку в діапазоні $\pm 15^{\circ}$ в одній площині

Саме такий спосіб дозволяє використовувати в поворотному вузлі сервоприводи, які дадуть змогу відхиляти вектор тяги двигуна на ті самі $\pm 15^{\circ}$ в горизонтальній та вертикальній площинах.

Сопло забезпечує всеракурсне відхилення вектору тяги (360°). Управління дозвуківими створками забезпечуються за рахунок сервоприводів, які зміщують кільце затворок вздовж осі сопла. Спеціальні шарніри в такому випадку по поверхності та змінюють кут нахилу.

Конструктивно, вузол складається з нерухомої рами, до якої кріпляться всі інші рухомі та нерухомі елементи. Механізм управління створками складається з рычагового пристрою і приводів для нього. Таке сопло має можливість відхилятися на кут 20° при кутовій швидкості $30^{\circ}/\text{сек}$.

2.3 Вибір сервоприводу

Моделювання базується на використанні чотирьох сервоприводів розміщених на двох двигунах по два. Кожна пара відповідає за поворот заслінок реактивного двигуна по своїй осі вертикально чи горизонтально. Відповідно до команд, які надходять до сервопривода від штурвалу літака ми отримуємо потрібний кут повороту у двигуні.

Для нашої моделі було взято чотири сервоприводи (по два на кожний двигун), відповідно для управління вектором тяги у площині X та Y. Робота сервопривода можна співставити з імпульсним сигналом, де поворот у потрібному напрямку (вверх-вниз, вправо-вліво) – це імпульс з відповідною амплітудою.

Було вирішено використати Безколектроний сервопривід Dunkermotoren BG 75x25 CI 24 VDC (інтегроване сервокерування 4Q). Вибір пав на цю модель, бо вона найбільше підходить і по параметрам, і по розмірам, для встановлення в нашій системі.

Особливість[39]:

- 3 інтерфейсом CANopen (DSP 402).
- Найбільш важливі параметри траєкторії, такі як положення, швидкості та прискорення можуть бути змінені в режимі реального часу через Інтерфейс CAN.
- Для інтерфейсу CAN використовується стандартизований 5-контактний роз'єм.
- Ще один роз'єм для живлення, а також аналоговий і цифрові входи / виходи.
- Для спрощення програмування набір стартерів з ПК інтерфейс і комплект програмного забезпечення для введення в експлуатацію.

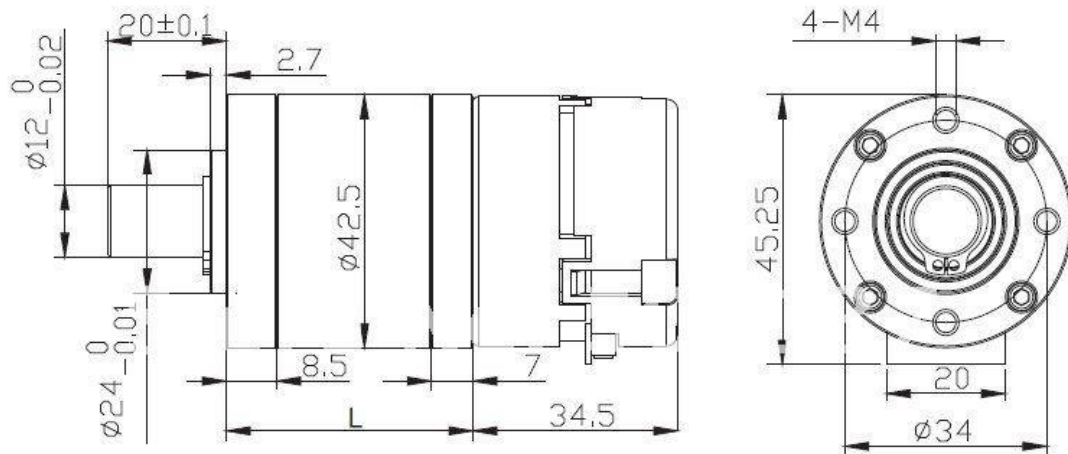


Рисунок 13 – монтажні розміри сервоприводу безщітковий редукторний двигун постійного струму "L" = 70,75 мм[39]

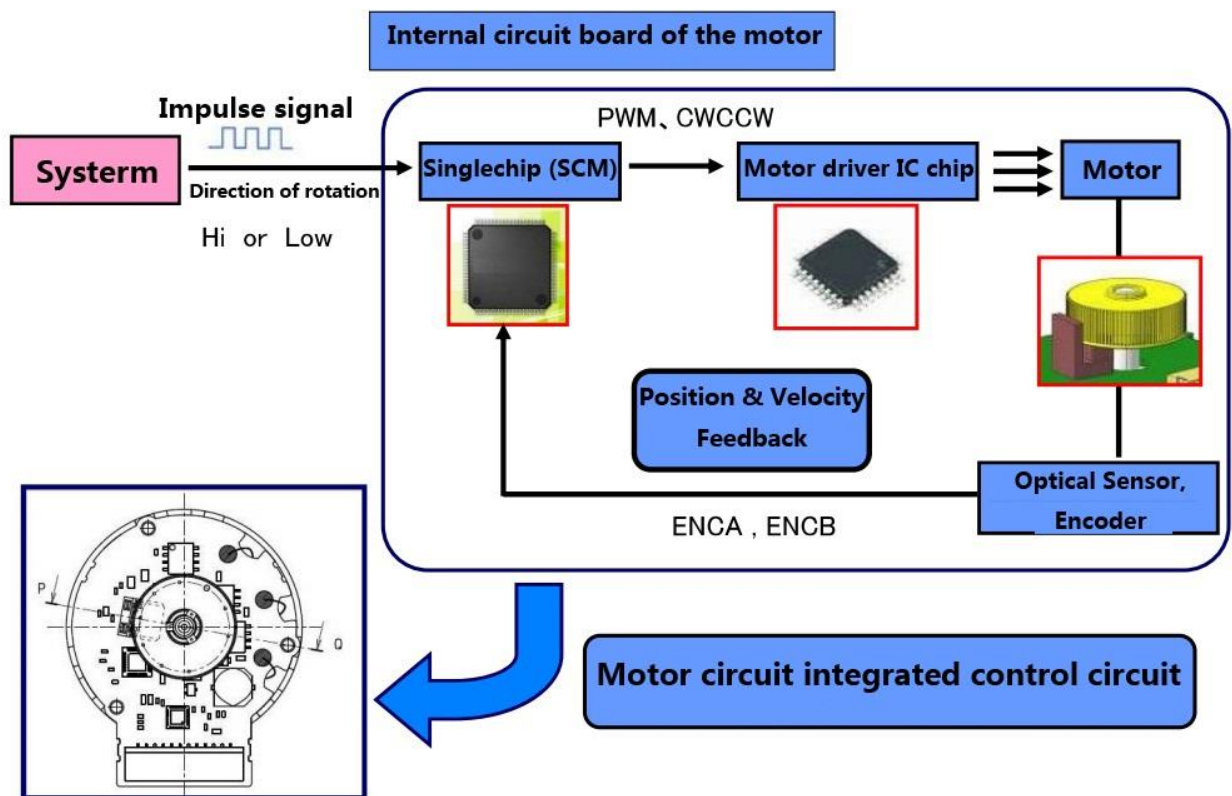


Рисунок 14 – Параметри позиційного сервоприводу безщіткового двигуна постійного струму[39]

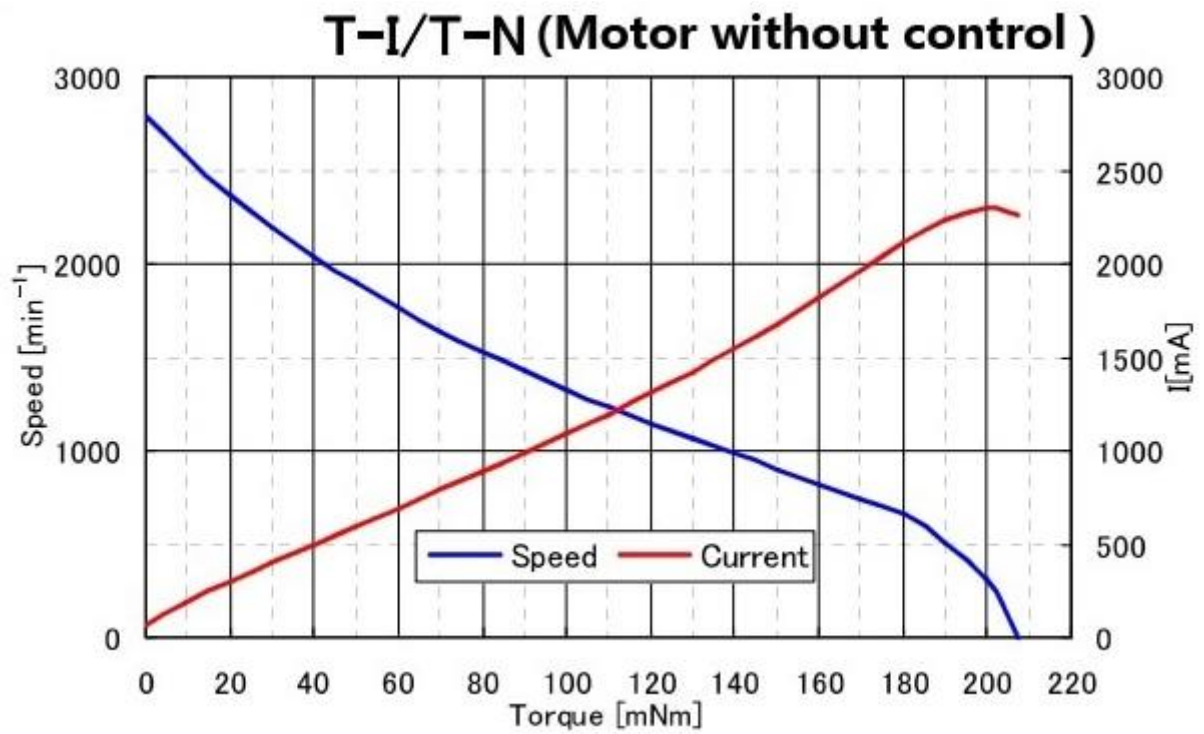


Рисунок 15 – Вихідна потужність при високому крутному моменті[39]

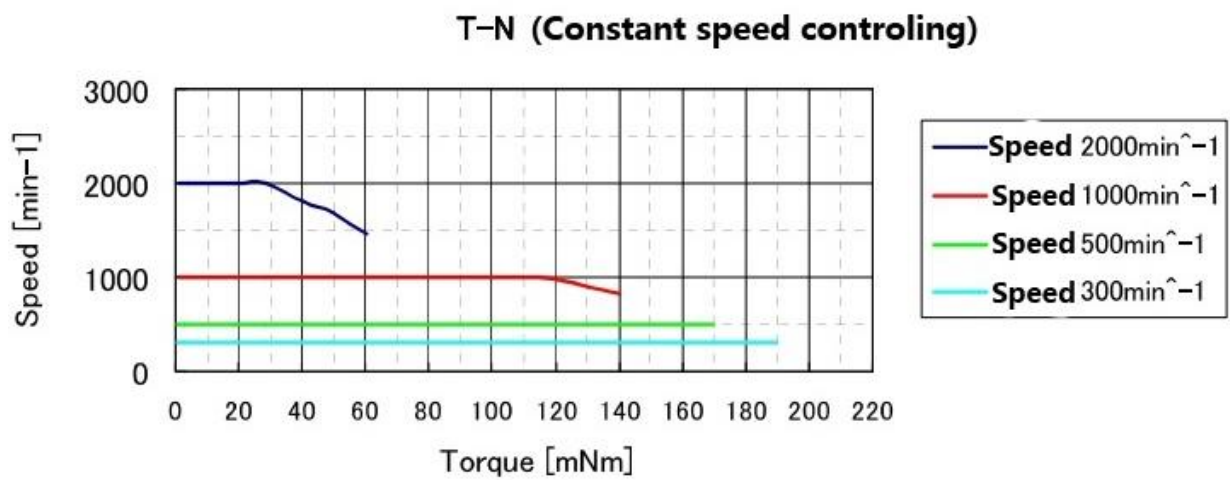


Рисунок 16 – Вихідна потужність при високому крутному моменті[39]

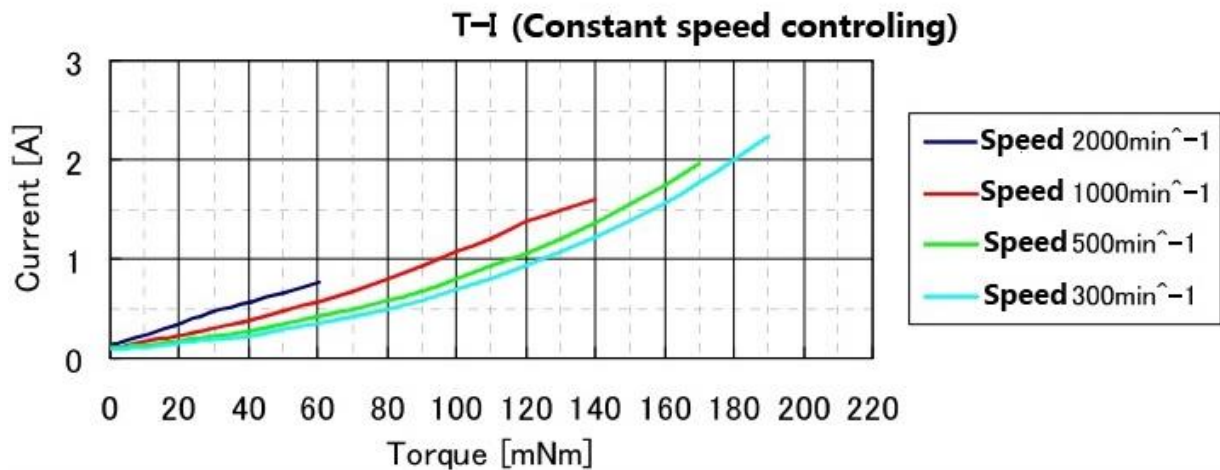


Рисунок 17 – Вихідна потужність при високому крутному моменті[39]

Принцип роботи сервоприводу в різних умовах:

- Позиція сервоприводу відповідає стану штурвалу управління. Тривалість опорного і керуючого імпульсів однакова. На всіх виходах компататорів виставлено значення "0". Двигун знеструмлений і качалка утримує первісну позицію.

- Пілот змінює положення штурвалу, тим самим збільшуючи керуючий імпульс.

На одному виході компататора виведеться різницевий імпульс, який буде збережений в пам'яті УВХ. У цей момент на двигун буде подана напруга, стане обертатися, а разом з ним і редуктор почне рух, повертаючи гойдалку і потенціометр таким чином, щоб тривалість опорного імпульсу збільшувалася.

Такі умови триватимуть до тих пір, поки довжини обох імпульсів не досягну однакових значень. Потім двигун припинить своє обертання.

- Пілот відводить штурвал в протилежну сторону, зменшуючи при цьому довжину керуючого імпульсу. Керування сервоприводом на цьому етапі схоже з процесом, описаному вище. На нижньому виході компататора утворюється різницевий імпульс, який запам'ятовується УВХ і подає напругу на двигун. Мотор починає обертатися, але вже в інший бік, і продовжує роботу до того моменту, як довжини імпульсів знову не приймуть однакові значення.
- Пілот не взаємодіє зі штурвалом управління. Кермо моделі починає повертати гойдалку сервоприводу, так як враховує навантаження під час ходу. Тепер

змінюється тривалість опорного імпульсу, за рахунок чого різницевий імпульс допомогою компаратора і ПВЗ впливає на двигун і здійснюється подача моменту на редуктор, що перешкоджає повороту гойдалки. Тобто качалка утримується в одному положенні.

2.4 Моделювання роботи сервоприводу

Керуючий сигнал – це імпульсний сигнал з ШІМ (широотно-імпульсною модуляцією), що представляє собою послідовність прямокутних імпульсів з амплітудою 3 – 5 В і тривалістю від 0.9 до 2.1 мс. Тривалість імпульсу визначає положення виконавчого механізму. Мінімальне значення (1 мс) – означає розворот в крайнє ліве (або проти годинникової стрілки – 400...– 800 в залежності від моделі) положення, середнє значення (1.5 мс) – центральне положення штока, а максимальне значення (2 мс) – крайнє праве (за годинниковою стрілкою + 40°...+ 80° в залежності від моделі) положення.

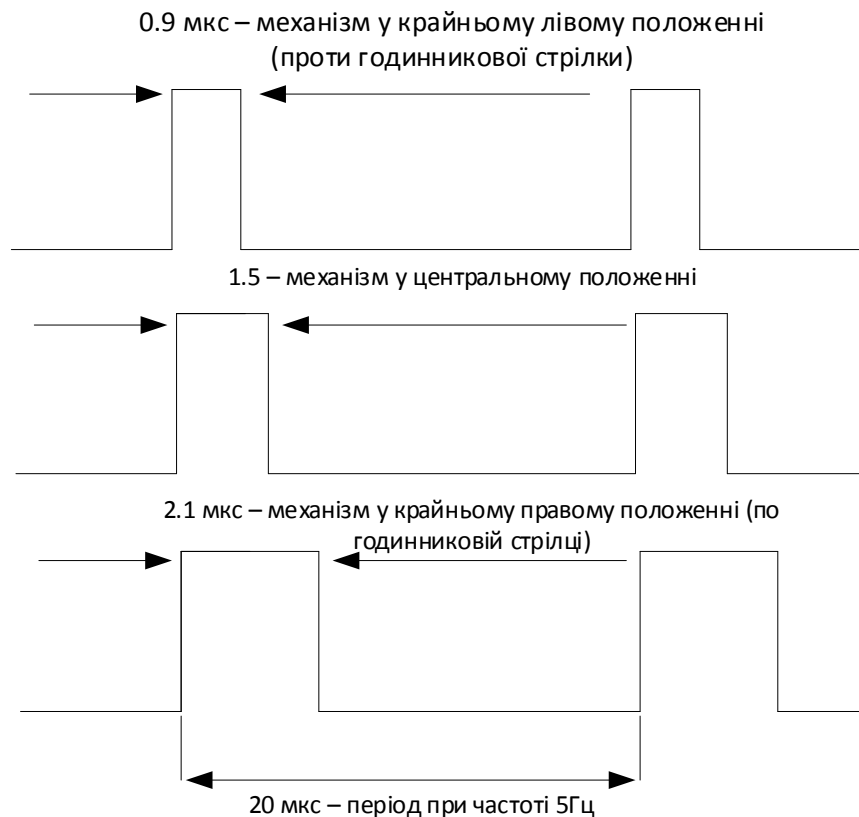


Рисунок 18 – Діаграма тривалості імпульсу

Згідно до характеристик вищенаведеного сервопривода та його опису передавальна функція для нашої системи виглядатиме:

$$W(s) = \frac{0.48}{0.00015s^2 + 0.05s + 0.696}, \quad (21)$$

Щоб змоделювати роботу сервопривода в програмному пакеті MatLab, нижче представлена модель управління системи та відображено у додатку Е :

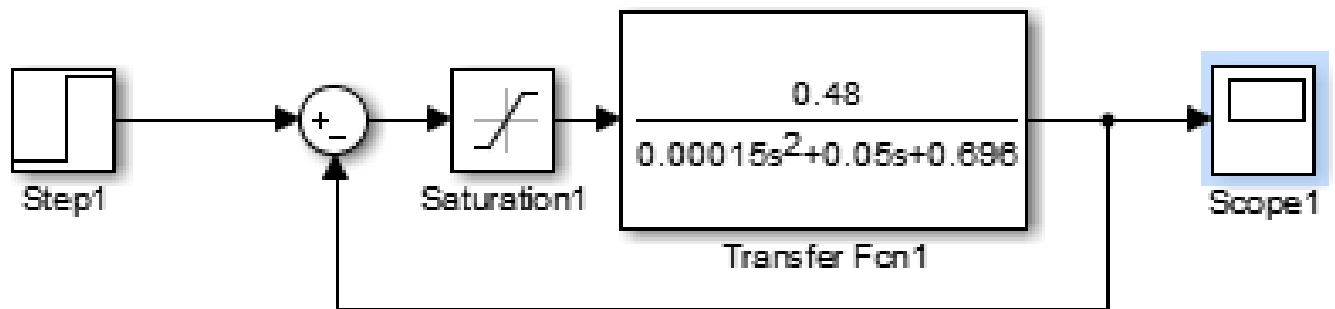


Рисунок 19 – Модель управління сервоприводом

У блоці Transfer Fcn1 використана перехідна функція управління сервоприводом, блок Saturation1 – для поліпшення характеристик, та обернений зв'язок.

Використаємо функцію одиничного скачка (одиничну функцію):

$$X(t) = 1(t) = 0, \text{ при } t < 0 \quad (22)$$

$$X(t) = 1(t) = 1, \text{ при } t \geq 0,$$

Її зображення по Лапласу має вигляд:

$$X(p) = \int_0^{\infty} e^{-pt} dt = \frac{1}{p}, \quad (23)$$

Коефіцієнт підсилення сервопривода $k = 1$, постійна змінна $T = 0.1\text{с}$.

Відповідно, відображення вихідного сигналу:

$$Y(p) = \frac{1}{p(0.1p+1)}, \quad (24)$$

За таблицею:

$$y(t) = 1 - e^{-10t}, \quad (25)$$

На рисунку 20 представлено реакцію системи, перехідний процес, управління сервоприводом на вхідний одиничний скачок.

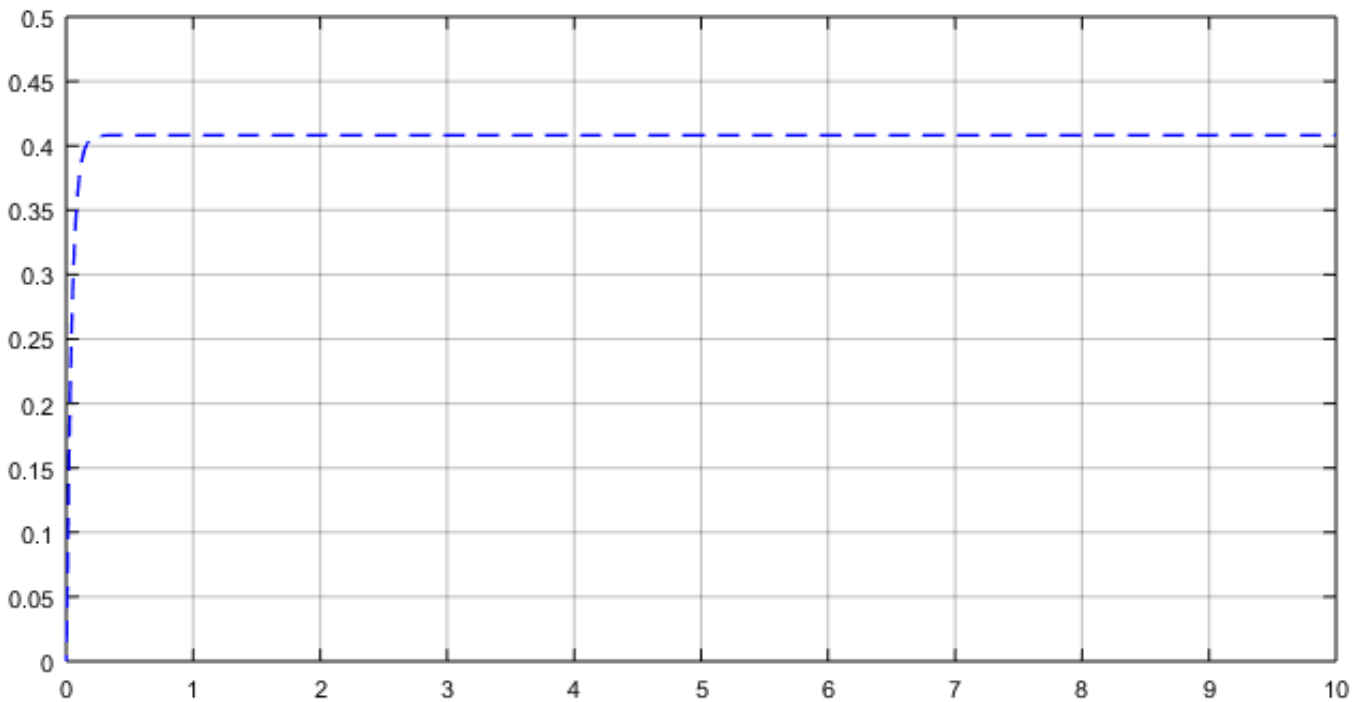


Рисунок 20 – Результат перехідного процесу

Для покращення характеристик перехідного процесу було синтезовано та показано ПІД-регулятор на рисунку 21.

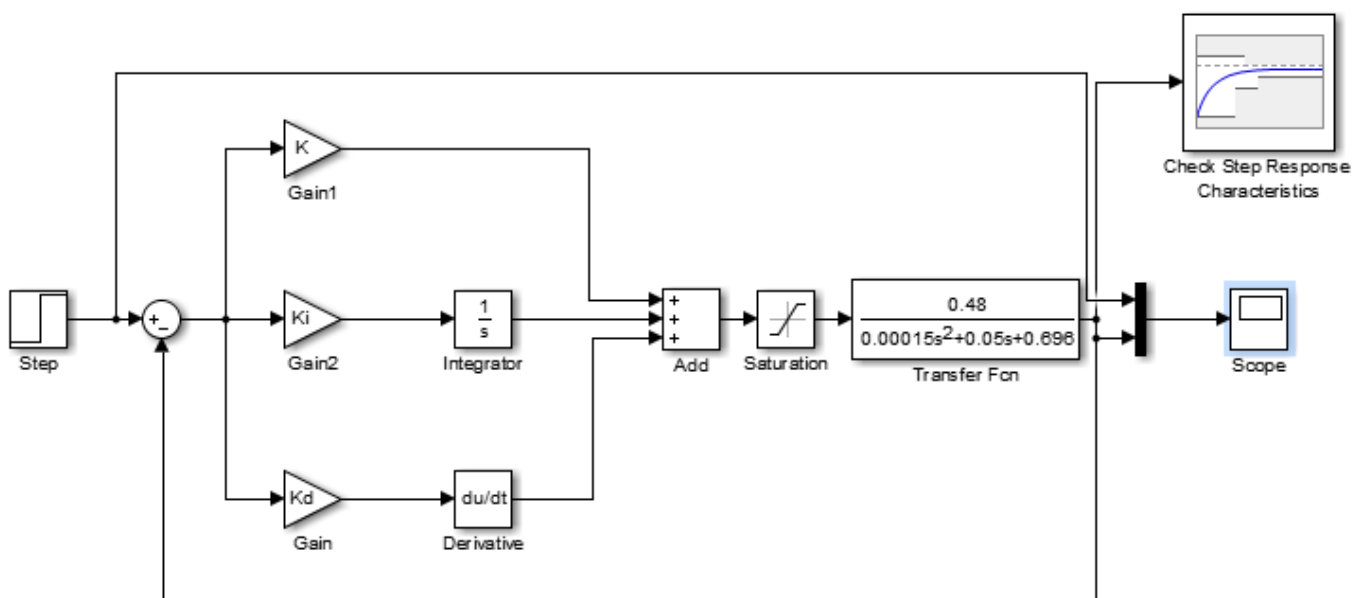


Рисунок 21 – Схема управління сервоприводом з ПІД-регулятором

За допомогою MatLab та StepResponse, налаштовуючи коефіцієнти, отримаємо наступні результати: $K = 1.7621$, $K_d = 0.7517$, $K_i = 2.4993$.

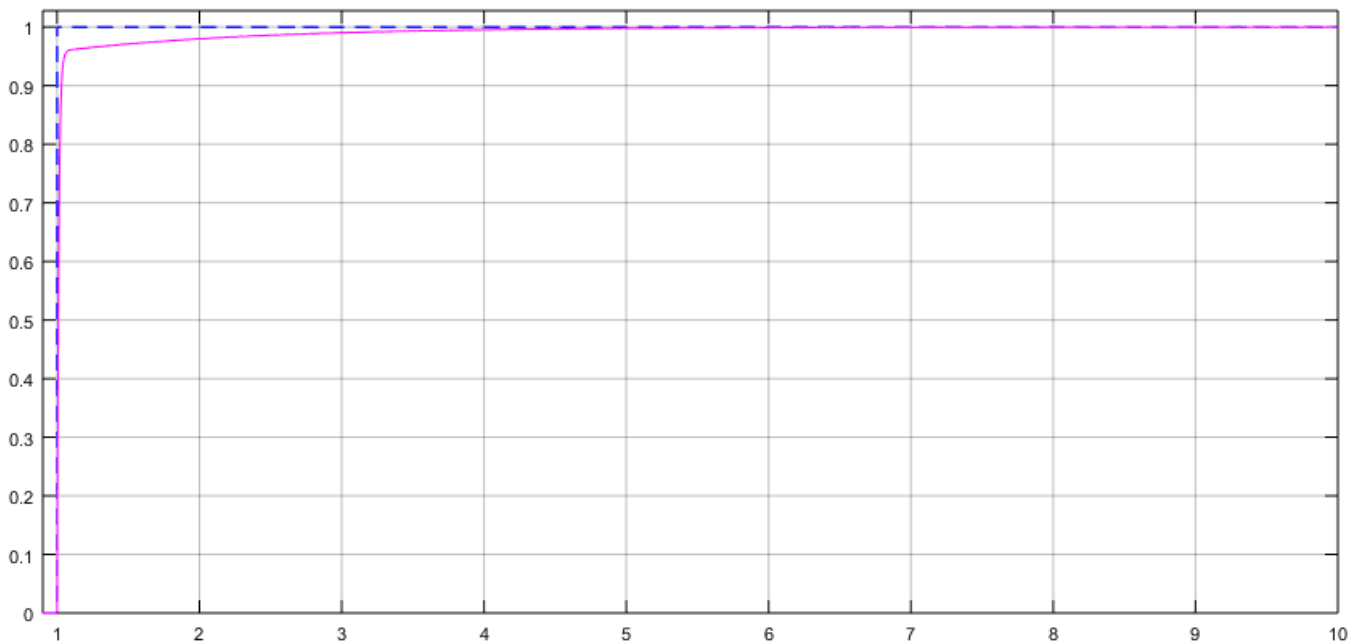


Рисунок 22 – Перехідний процес з використанням ПІД-регулятора

Як видно з рисунка 22 показники якості перехідного процесу покращились. За графіком визначимо такі показники якості САУ: максимальне значення вихідної величини $h_{\max} = 1$; стає значення вихідної величини $h_{\text{уст}} = 1$; перерегулювання складає 0%; час перехідного процесу $t_{\text{пп}} = 2.47\text{с}$; час усталений $t_{\text{уст}} = 1.63\text{с}$. Результат моделювання відображено у додатку Е.

2.5 Моделювання ПІД для двох двигунів

Використовуючи сервоприводи для управління вектором тяги ми маємо змогу отримати кут повороту рівний 60° у всіх положеннях. Один серводвигун встановлений для управління по осі X, інший по Y. Маючи два двигуни, відповідно 4 сервоприводи, які працюють паралельно.

У середовищі MatLab – Simulink створюємо модель з під регулятором та передавальними функціями для відпрацювання повороту. Коефіцієнти:

$K, K_i, K_d = 1$;

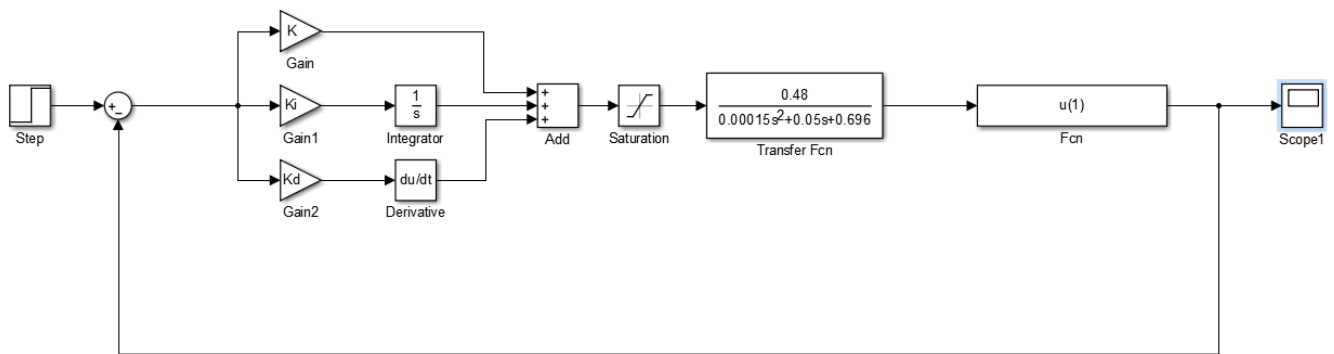


Рисунок 23 – Схема управління відхиленням сопла з ПІД-регулятором та блоком «Fcn» (положення «прямо»)

Беремо крайні положення сопла для того, щоб оцінити якісні та швидкісні характеристики системи. Це дасть змогу побачити, на скільки система швидко реагує та дає можливість пілоту швидко змінювати курс міняючи положення штурвалу. Схема та результат моделювання відображено у додатку Є.

Для повороту сопла літака на 30° вгору, блок «Fcn» дає можливість математично описати поворот сервоприводом механізму за для відхилення сопла вгору.

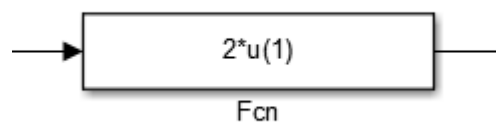


Рисунок 24 – Блок Fcn, лінійно залежна функція для керування поворотом сопла

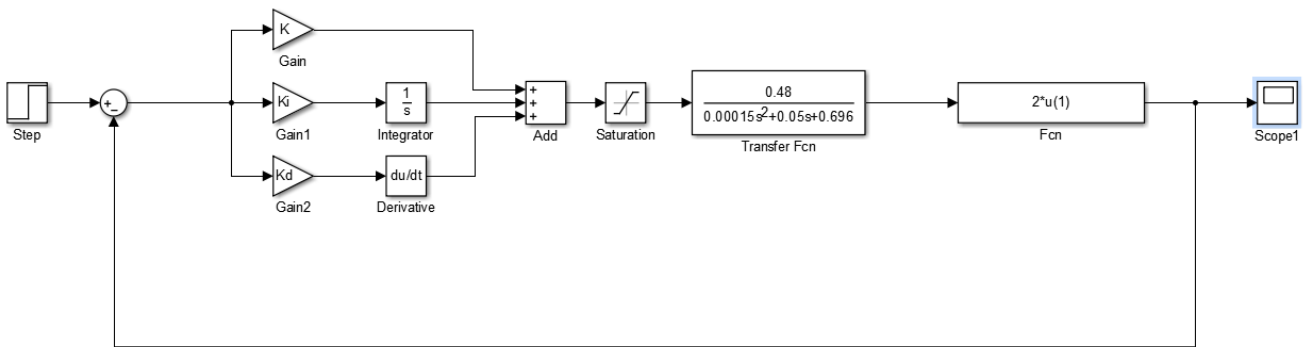


Рисунок 25 – Схема управління відхиленням сопла з ПІД-регулятором та блоком «Fcn» (з відхиленням)

Для повороту сопла літака на 30° вниз, блок «Fcn» дає можливість математично описати поворот сервоприводом механізму за для відхилення сопла вниз.

В результаті отримаємо:

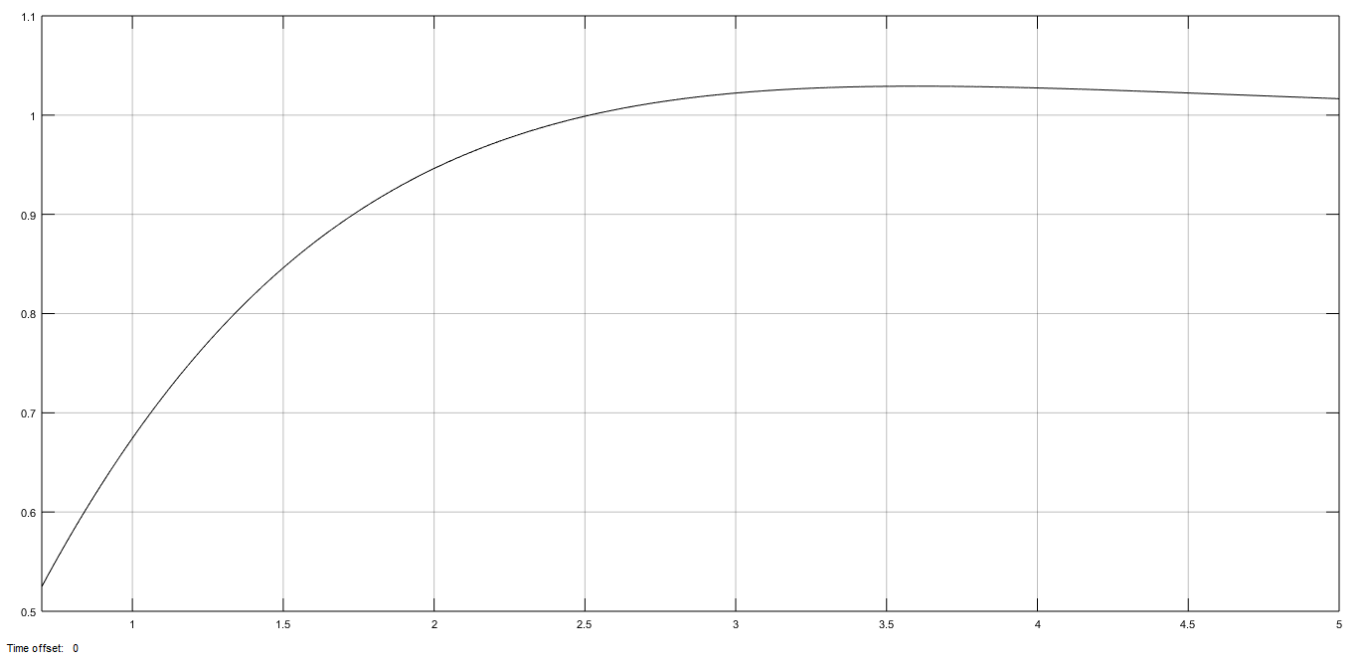


Рисунок 26 – Результат роботи програми із заданим параметром Fcn

Результат нас не влаштовує, так як переведення сопла в максимально можливе положення проходить трохи більше ніж за 2 сек., що в умовах реальної експлуатації достатньо. Літак в момент польоту відхиляє сопло за потреби не більш як на 10° , в нашому випадку ми відпрацювали поворот сопла на максимально можливі 30° градусів. Але отримані результати можна покращити в середовищі MatLab за

рахунок оптимізації використовуючи блок StepResponse. Схема та результат моделювання відображено у додатку Ж.

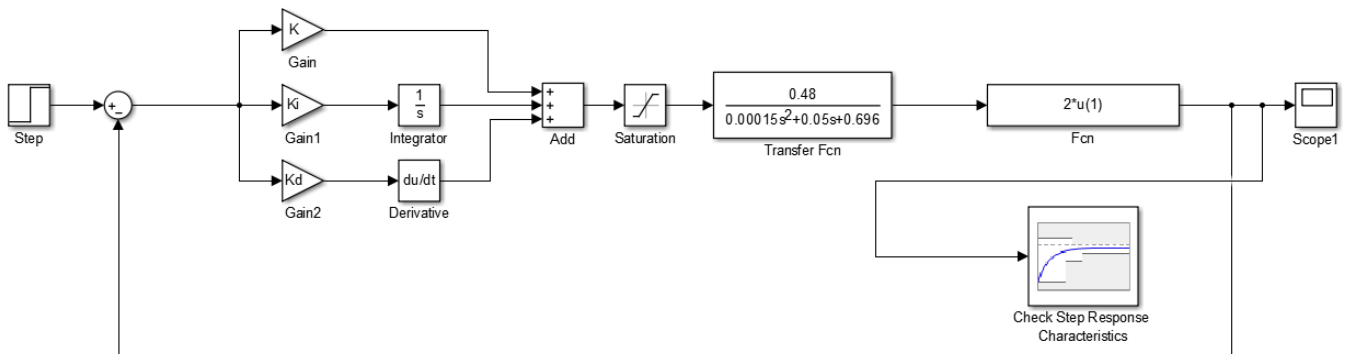


Рисунок 27 – Схема управління відхиленням сопла з ПІД-регулятором та блоком «Fcn» (положення «прямо») та блоком Step Response

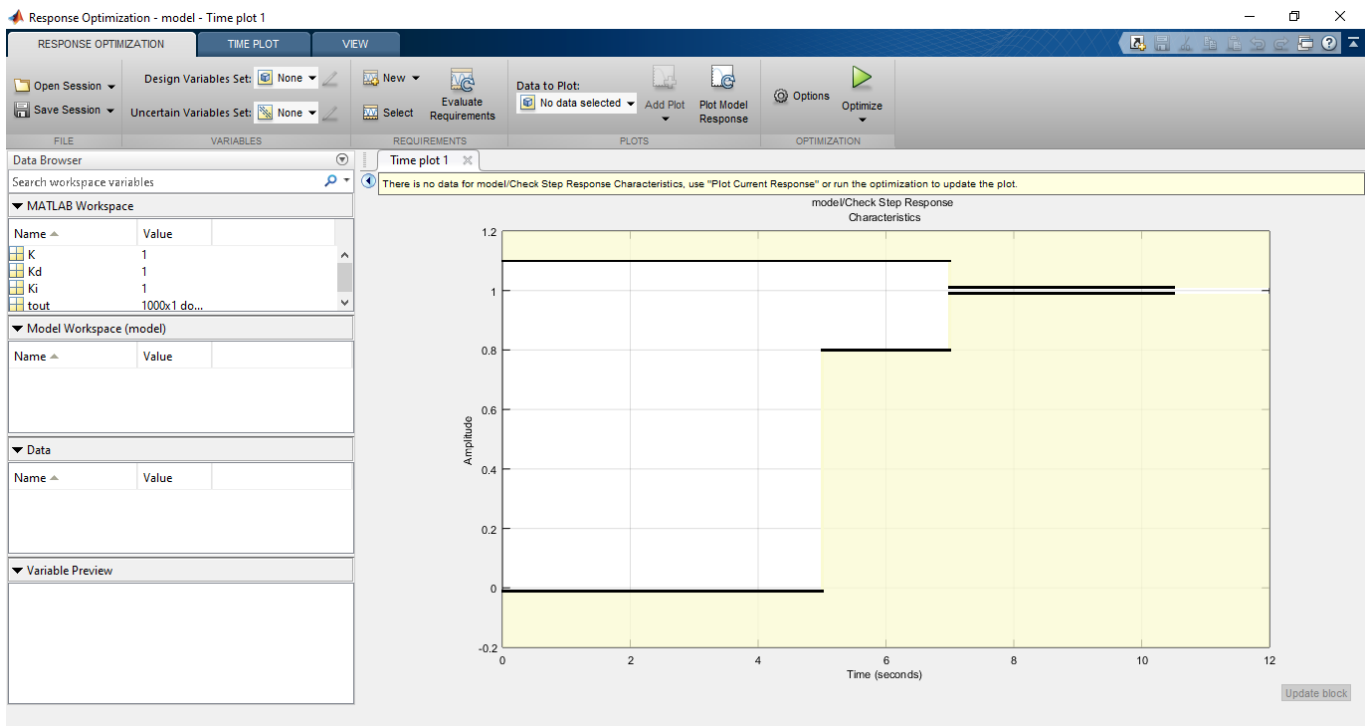


Рисунок 28 – Response Optimization

Response Optimization – використовується для налаштування параметрів за рахунок переміщення блоків у залежності Час/Амплітуда. Налаштування, Схема та результат моделювання відображено у додатку Ж.

Перенесемо наші коефіцієнти:

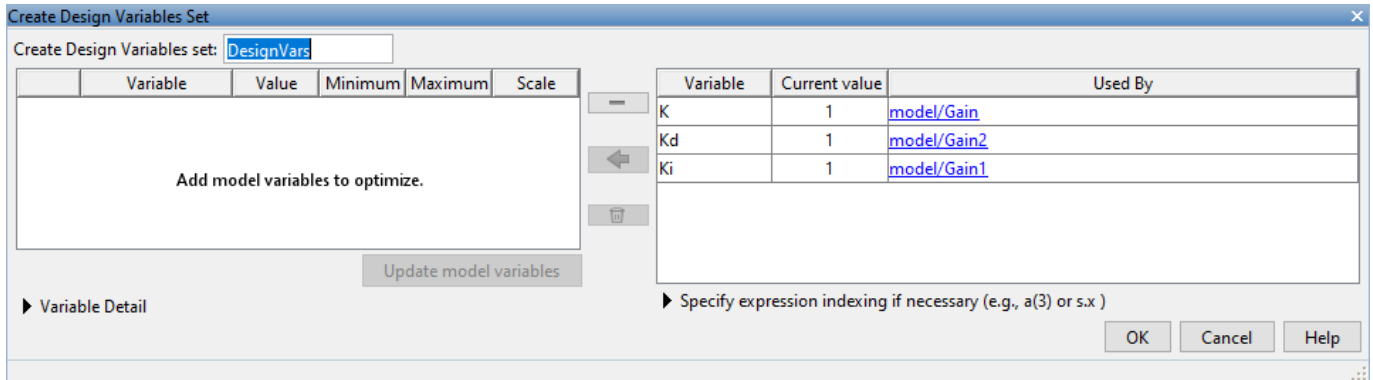


Рисунок 29 – Перенос коефіцієнтів Create Design Variable Set

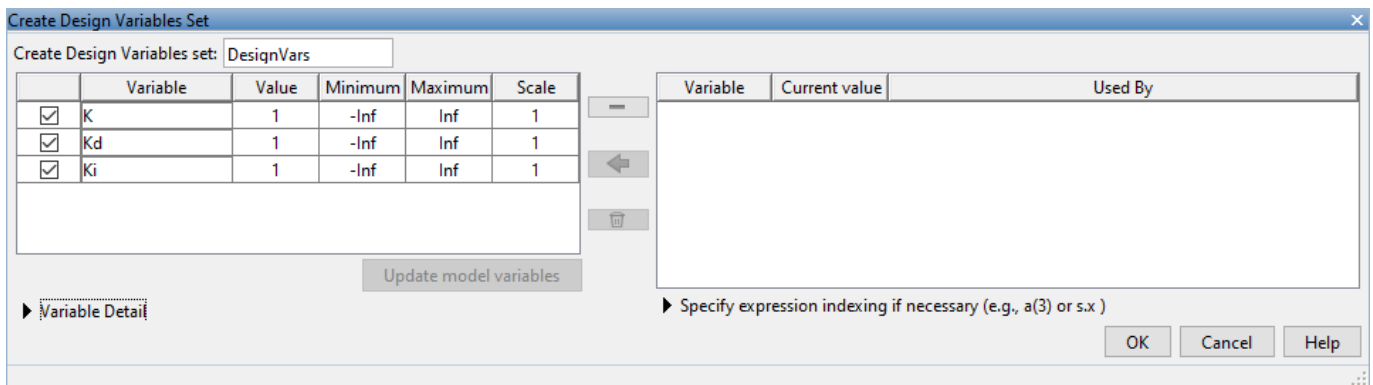


Рисунок 30 – Перенос коефіцієнтів Create Design Variable Set

Перенос коефіцієнтів Create Design Variable Set – використовується для внесення наших коефіцієнтів у блок Step Response, для подальшого їх перерахунку та отримання нових коефіцієнтів для відповідності до бажаного вигляду вихідного графіка. Налаштування блоку Step Response відображено у додатку 3.

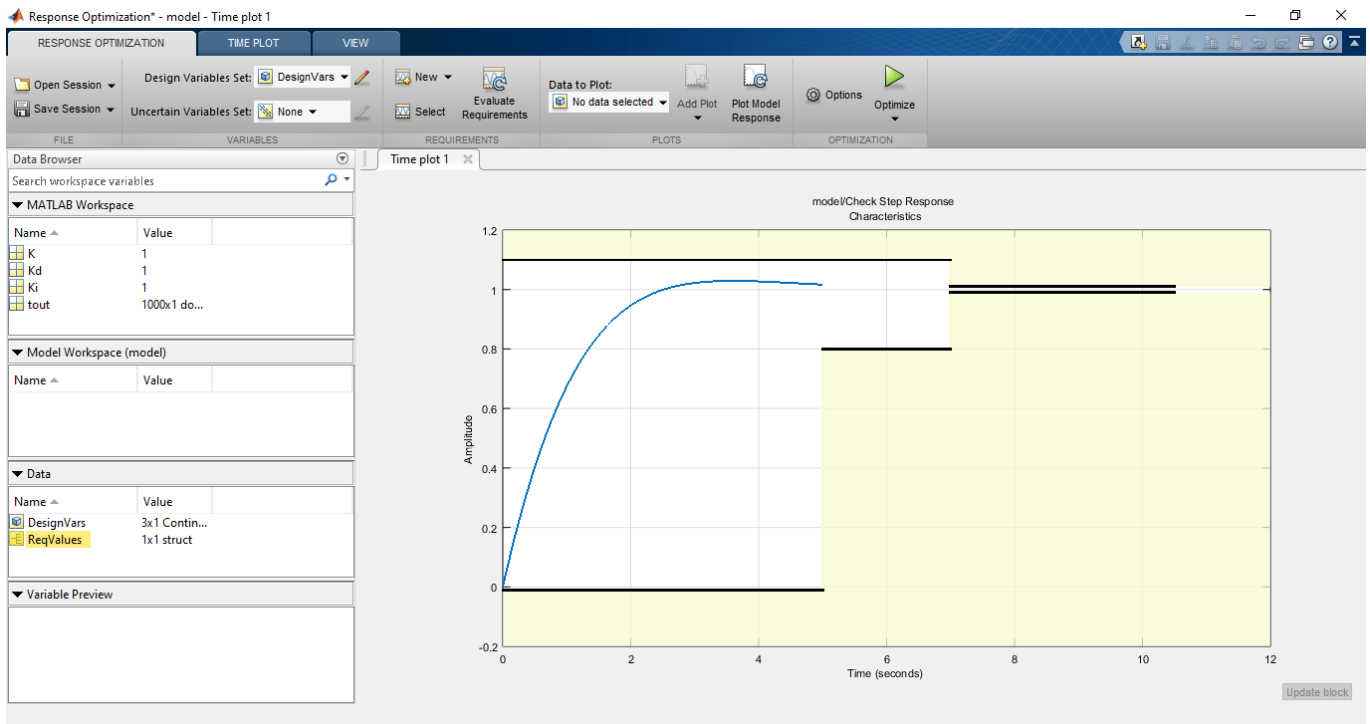


Рисунок 31 – Початковий графік, який потрібно оптимізувати до бажаного вигляду

Налаштуємо все так, щоб привести до потрібного вигляду вихідний графік та отримаємо наступні значення коефіцієнтів: $K = 7.78$, $K_i = 3.36$, $K_d = 2.16$;

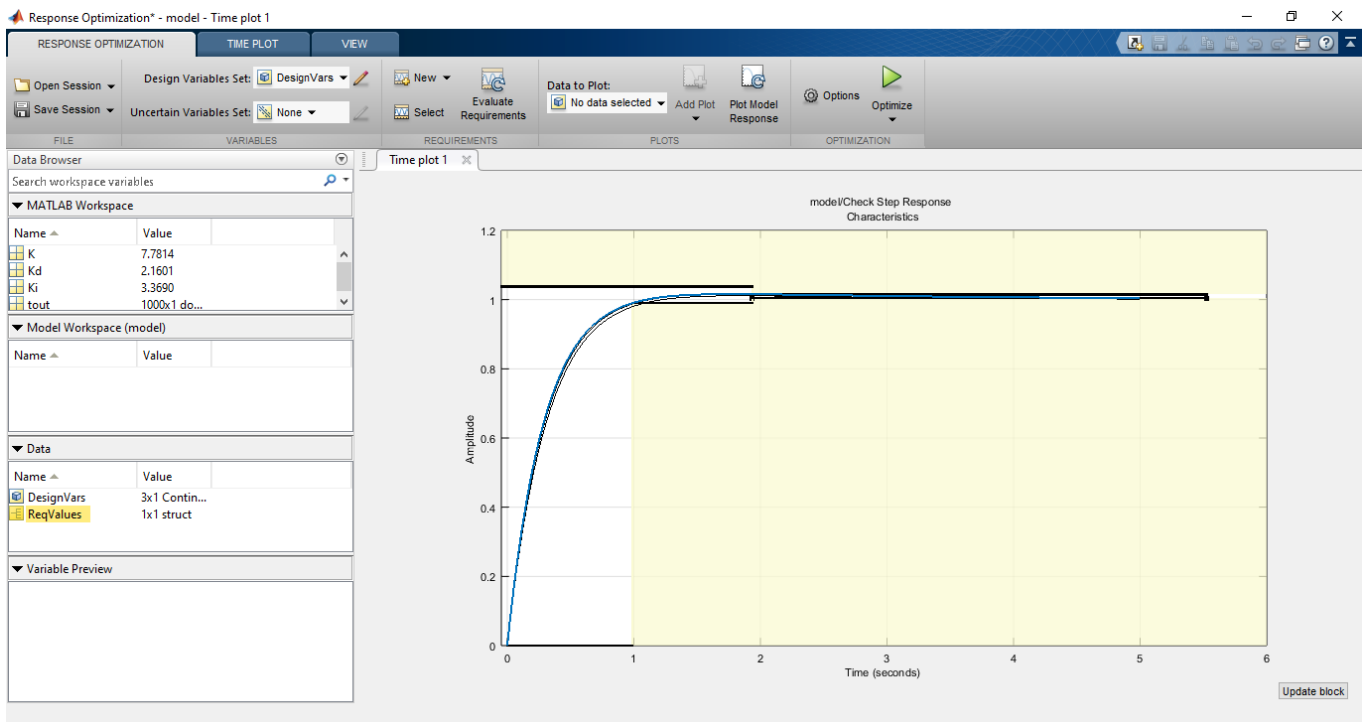


Рисунок 32 – Результат перерахунку коефіцієнтів та вихідний графік

Перерахунок коефіцієнтів дав нам можливість отримати нові коефіцієнти, що дали змогу отримати час перехідного процесу за графіком у 1 сек.

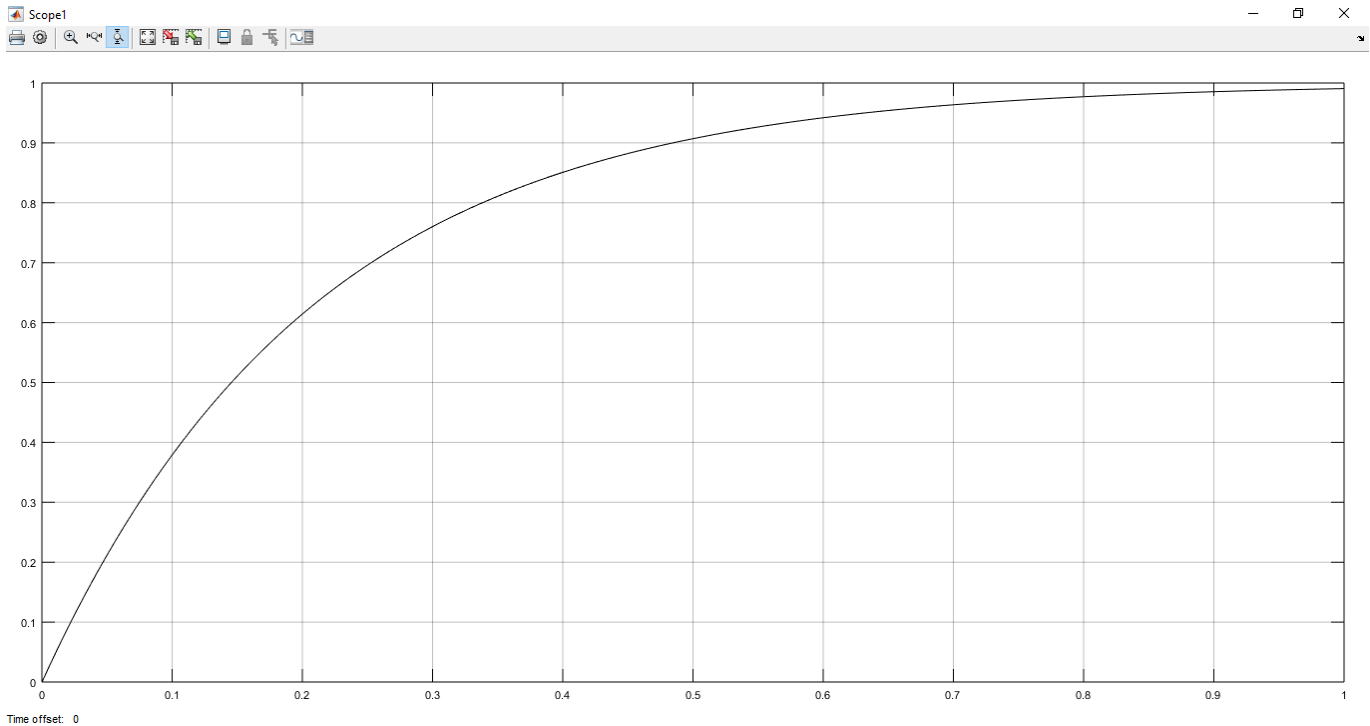


Рисунок 33 – Результат оптимізації Step Response

Результати моделювання та схема відображені у додатку Ж. Як видно з графіка, система прийняла крайнє положення за 1 сек., що більш ніж влаштовує нас. Змодельований результат – це результат повороту сопла у крайнє положення на 30° . В реальних умовах не використовуватиметься, але швидкодія переходу в таке положення дає можливість стверджувати, що результат експерименту вдалий.

3 ПРОЕКТУВАННЯ КОНТРОЛЕРА СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ВЕКТОРНОЮ ТЯГОЮ РЕАКТИВНОГО ДВИГУНА

3.1 Розробка структурної схеми

Розроблена загальна структурна схема блока управління, яка представлена на рисунку 34 та відображена у додатку В. На структурній схемі показані датчики з яких знімається поточна інформація, яка поступає до блоку управління. У блоці управління інформація проходить обробку даних та перетворення сигналів у потрібний вигляд для формування керуючого впливу на сервоприводи та для зв'язку із бортовою системою літака. Сервоприводи в свою чергу виконують повороти заслінок вверх-вниз вліво-вправо для направлення вектору тяги у потрібному напрямку.

Електрична структурна схема блока управління

Інформація про поточне значення параметрів контролю знімається з аналогових давачів (Д1...Д6) і проходить через нормуючі перетворювачі (НП1...НП6), які перетворюють діапазон зміни електричних сигналів, що знімаються з давачів, до діапазону, що відповідає обраному аналого-цифровому перетворювачу (АЦП). Оскільки інформаційні сигнали в більшості систем керування – низькочастотні, то для придушення високочастотних завад використовуються фільтри нижніх частот (ФНЧ). Аналоговий мультиплексор по черзі підключає до АЦП один з декількох аналогових електричних сигналів, які відображають поточні значення контрольованих параметрів. У випадку, якщо за час перетворення АЦП, зміна вхідного сигналу відповідає зміні вихідного двійкового коду більше, ніж на одиницю молодшого значущого розряду (МЗР), то для зменшення похибки, яка виникає при цьому, у систему включають пристрій вибірки-зберігання (ПВЗ). Схема відображена у додатку Г.

ПВЗ запам'ятовують миттєві значення вхідних аналогових сигналів у момент вибірки і підтримують їх постійними на вході АЦП протягом часу перетворення останнього. З виходу АЦП інформація в паралельному двійковому коді надходить у

ведений МК, що порівнює поточне значення контрольованого параметру з заданим значенням і виробляє керуючий вплив відповідно до сигналу розузгодження й обраним законом керування (П, ПІ, ПІД і ін.). Сигнали керування, що знімаються з виходу одного з паралельних портів МК, запам'ятовуються в зовнішніх регістрах РГ1...РГ4. Для підвищення навантажувальної здатності виходів МК, у системі використано шинний формувач (ШФ).

Паралельні регістри РГ1...РГ4 призначено для запам'ятовування значень керуючих впливів по кожному з чотирьох каналів. Ці впливи видаються з МК у паралельному двійковому коді і супроводжуються стробуючим сигналом, що записує сформований керуючий вплив у необхідний регістр. Вміст регістрів залишається незмінним до нового запису, що ініціюється подачею на відповідний вхід регістра стробуючого імпульсу.

Блок управління виконує функцію перетворення вхідних сигналів. Інформація з датчиків надходить до нормуючих перетворювачів які перетворюють діапазон зміни електричних сигналів, що знімаються з давачів, до діапазону, що відповідає обраному аналого-цифровому перетворювачу (АЦП). Оскільки інформаційні сигнали в більшості систем керування – низькочастотні, то для придушення високочастотних завад використовуються фільтри нижніх частот. З виходу АЦП інформація в паралельному двійковому коді надходить у ведений МК, що порівнює поточне значення контрольованого параметру з заданим значенням і виробляє керуючий вплив відповідно до сигналу розузгодження та закону ПІД-регулятора. Цей вплив поступає з мікроконтролера у паралельному двійковому коді та супроводжується стробуючим сигналом, який в свою чергу записує керуючий вплив до регістрів.

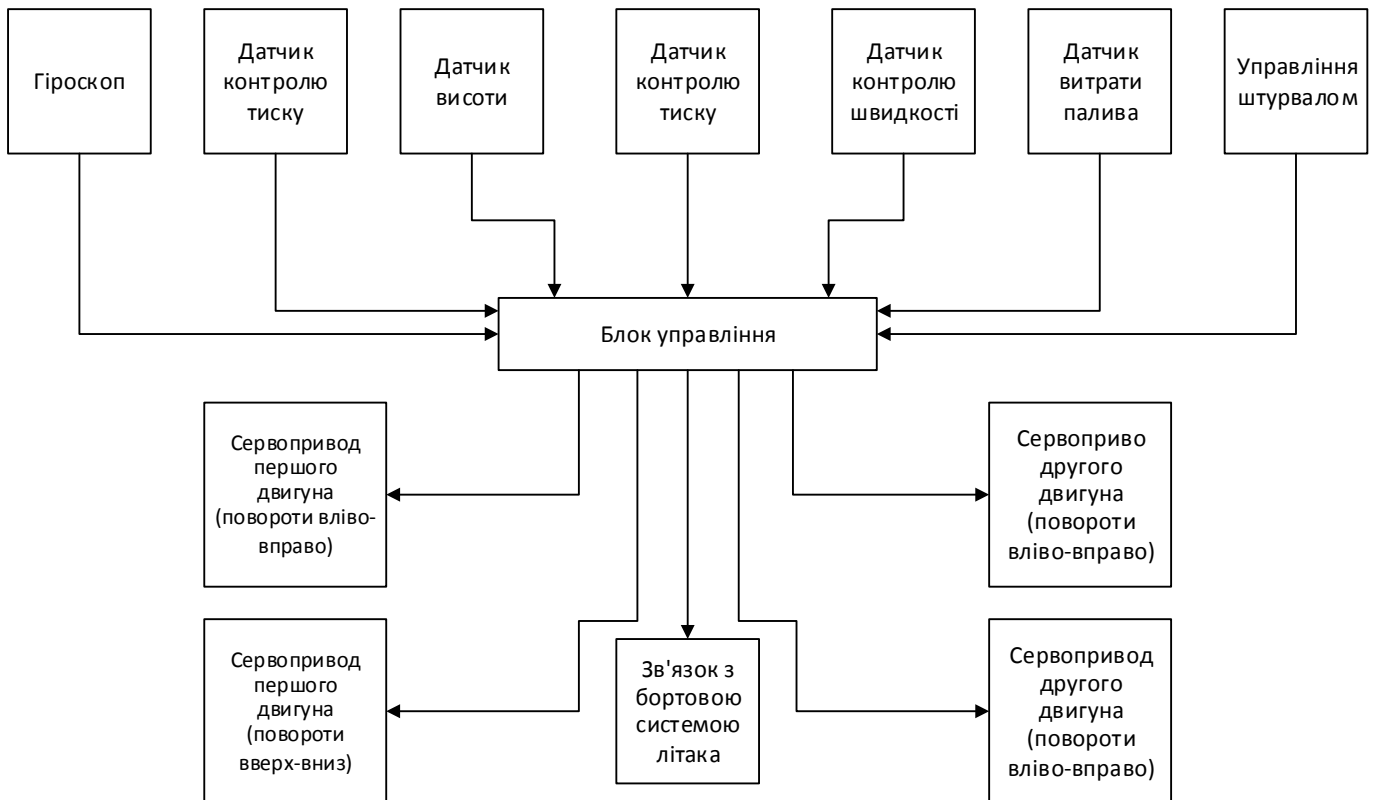


Рисунок 34 – Структурна схема блока управління

3.2 ПЛІС

Програмована логічна інтегральна схема (ПЛІС) - електронний компонент, що використовується для створення цифрових інтегральних схем. На відміну від звичайних цифрових мікросхем, логіка роботи ПЛІС не визначається при виготовленні, а задається за допомогою програмування. Для цього використовуються програматори і налагоджувальні середовища, що дозволяють задати бажану структуру цифрового пристрою у вигляді принципової електричної схеми або програми на спеціальних мовах опису апаратури (Verilog, VHDL, AHDL та інші). Альтернативою ПЛІС є: програмований логічний контролер, базові матричні кристали, що вимагають заводського виробничого процесу для програмування; ASIC - спеціалізовані замовні BIC (великі інтегральні схеми), які при малосерійному та одиничному виробництві істотно дорожчі; спеціалізовані комп'ютери, процесори (наприклад, цифровий сигнальний процесор) або

мікроконтролери, які через програмний спосіб реалізації алгоритмів повільніші, ніж ПЛІС.

Деякі виробники ПЛІС пропонують програмні процесори, які можуть бути модифіковані під конкретне завдання, а потім вбудовані в ПЛІС. Тим самим забезпечується зменшення використання місця на друкованій платі і спрощення проектування самої ПЛІС.

У цьому проекті для керування замкнутим циклом застосовується алгоритм ПД для апаратної реалізації. Це найпоширеніший закон управління, і було продемонстровано, що його можна ефективно використовувати для керування постійним струмом сервомотора.

ПД-регулятор описується в диференціальному рівнянні як:

$$u(t) = K_p \left[e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t) dt + T_d \frac{de(t)}{dt} \right], \quad (26)$$

де K_p – пропорційний коефіцієнт, T_i – інтегральна постійна часу, T_d – похідна постійна часу.

Для невеликого інтервалу вибірки T це рівняння можна перетворити на диференційне рівняння за допомогою дискретизації. Диференціальне рівняння може бути реалізоване цифровою системою, як в апаратному, так і в програмному забезпеченні. Похідний термін просто замінюється диференційним вираженням першого порядку та інтегралом за сумою, таким чином, диференціальне рівняння дається як::

$$u(n) = K_p \left[e(n) + \frac{T}{T_i} \sum_{j=0}^n e(j) + \frac{T_d}{T} (e(n) - e(n-1)) \right], \quad (27)$$

Рівняння (8) можна переписати як:

$$u(n) = K_p e(n) + K_i \sum_{j=0}^n e(j) + K_d (e(n) - e(n-1)), \quad (28)$$

де $K_i = K_p T / T_i$ інтегральний коефіцієнт, а $K_d = K_p T_d / T$ коефіцієнт похідної. Для обчислення суми, всі попередні помилки, $e(0) \dots e(n)$, повинні бути збережені.

Цей алгоритм називається «алгоритмом позиції». Альтернативний рекурсивний алгоритм характеризується розрахунком керуючого виходу $u(n)$, на основі $u(n-1)$ та терміну корекції $\Delta u(n)$. Для отримання рекурсивного алгоритму спочатку обчислимо $u(n-1)$ на основі рівняння (9):

$$u(n-1) = K_p e(n-1) + K_i \sum_{j=0}^{n-1} e(j) + K_d (e(n-1) - e(n-2)), \quad (29)$$

Потім обчислити термін коригування як:

$$\Delta u(n) = u(n) - u(n-1) = K_0 e(n) + K_1 e(n-1) + K_2 e(n-2), \quad (30)$$

де

$$\begin{aligned} K_0 &= K_p + K_i + K_d \\ K_1 &= -K_p - 2K_d \\ K_2 &= K_d, \end{aligned} \quad (31)$$

Рівняння (31) називається «додатковим алгоритмом». Поточний контрольний вихід розраховується як:

$$u(n) = u(n-1) - \Delta u(n) = u(n-1) + K_0 e(n) + K_1 e(n-1) + K_2 e(n-2), \quad (32)$$

У реалізації ПД-регулятора за формулою (32) дозволяє уникнути накопичення всіх минулих помилок і може здійснювати плавне переключення з ручного на автоматичний режим, на відміну від алгоритму позиції.

У режимі ПД-регулятора, збільшення пропорційного коефіцієнту підсилення K_p може збільшити швидкість відповіді системи, це може зменшити усталену помилку, але не повністю виключити. Крім того, продуктивність замкнутої системи стає більш коливальною і займає більше часу, щоб встановитися після порушення, оскільки збільшуються збурення. Щоб уникнути цих труднощів в систему вносять інтегральну складову K_i та диференціальну складову K_d , вони можуть усунути усталену помилку та підвищити стабільність системи.

Для апаратної чи програмної реалізації алгоритм роботи ПД-регулятора (32) можна описати простими математичними операціями:

$$\begin{aligned} e(n) &= P_d + (-P), \\ p_0 &= K_0 \cdot e(n), \\ p_1 &= K_1 \cdot e(n-1), \\ p_2 &= K_2 \cdot e(n-2), \\ s_1 &= p_0 + p_1, \\ s_2 &= p_2 + u(n-1), \\ u(n) &= s_1 + s_2, \end{aligned} \quad (33)$$

Для підвищення швидкодії роботи даного алгоритму за рахунок паралельних операцій, кожна базова операція реалізується як окремий обчислювальний блок.

Для розрахунку коефіцієнтів буде використано представлене вище та рівняння 33:

$$\begin{aligned} K_0 &= 1.7621 + 0.7517 + 2.4993 = 5.0131 \\ K_1 &= 1.7621 - 2 \cdot 0.7517 = 0.2587 \\ K_2 &= 0.7517 \end{aligned} \quad (34)$$

Для реалізації швидкодіючого контролера системи управління в якості основного обчислювального чіпу був обраний ПЛІС – програмована інтегральна логічна схема. ПЛІС – електронний компонент, що використовується для створення цифрових інтегральних схем. На відміну від звичайних цифрових мікросхем, логіка роботи ПЛІС не визначається при виготовленні, а задається за допомогою програмування. Для цього використовуються програматори і налагоджувальні середовища, що дозволяють задати бажану структуру цифрового пристрою у вигляді принципової електричної схеми або програми на спеціальних мовах опису апаратури (Verilog, VHDL, AHDL та інші). ПЛІС широко використовується для побудови різних за складністю і можливостям цифрових пристроїв.

Розширення сфери застосування ПЛІС визначається зростаючим попитом на пристрої з швидкою перебудовою виконуваних функцій, скороченням проектно-технологічного циклу нових або модифікованих виробів, наявністю режимів зміни внутрішньої структури в реальному часі, підвищенням швидкодії, зниженням споживаної потужності, розробкою оптимізованих поєднань з мікропроцесорами і сигнальними процесорами (DSP), а також зниженням цін на ці пристрої. Тому реалізація на базі ПЛІС багатопотокового, паралельного та швидкодіючого контролера системи управління векторною тягою реактивного двигуна є доцільною.

Обчислювальний процес, реалізований за допомогою цього алгоритму, апаратна реалізація ПІД-регулятора при паралельних обчисленнях використала 284 еквівалентних логічних блоків ПЛІС. Швидкість обрахунку керуючого впливу ПІД-регулятора, як загальна затримка комбінаційної схеми блоку, становила 45,1 нс. Для

реалізації контролера з управлінням чотирма сервоприводами на одному чіпі реалізовано чотири паралельних ПД регулятора, використавши ресурс рівний 1136 еквівалентних логічних блоків ПЛІС. Синтез та симуляція, виконані в програмному забезпеченні Xilinx ISE DesignSuite 13.2 та ISE Simulator (ISim), використовуючи сімейство чіпів Spartan 3. При використанні чіпів інших сімейств, розміри зайнятого ресурсу та продуктивності будуть відрізнятися.

3.3 Загальні принципи побудови та функціонування ПЛІС

Комп'ютерні системи на програмованих логічних мікросхемах створюють із використанням логічного, схемного проектування та проектування за допомогою мов опису апаратного забезпечення.

Проектування за допомогою мов опису апаратного забезпечення виконує:

- розробник, який описує необхідну поведінку цифрового пристрою за допомогою поведінкової моделі на функціональному рівні. Для цього він може скористатися спеціалізованими мовами опису апаратного забезпечення, графів скінченних автоматів та ін. В подальшому основну увагу буде приділено методам синтезу на основі мови опису апаратного забезпечення VHDL;
- система автоматизованого проектування синтезує логічну структуру. Після цього апаратне забезпечення відтворює бажану поведінку.

На рисунку 35 зображено один з можливих варіантів побудови процесу проектування цифрового пристрою на базі ПЛІС від формулювання проектного завдання до кінцевого результату – реалізованого зразка.

Перший етап розробки технічного завдання на проектування цифрового пристрою полягає у:

- формуванні вимог та обмежень до проекту;
- виборі способу реалізації та елементної бази;
- формуванні плану роботи над проектом.

У процесі поведінкового проектування на всіх його етапах створюється ряд моделей різних аспектів роботи цифрових пристроїв та різних рівнів абстракції.

Причому процес проектування полягає в переході від моделей з вищим рівнем абстракції до моделей з нижчим рівнем абстракції, тобто поступовій деталізації опису цифрового пристрою. Наведемо класифікацію моделей, що застосовуються в процесі проектування.

Поведінкова модель (Behavioral model, Interpreted model) показує реакцію моделі на зміну вхідних сигналів з урахуванням часу реакції, але не містить детального опису апаратної реалізації пристрою, що моделюється. Рівень абстракції залежить від детальності опису моделі. Наприклад, поведінкова модель може описувати процесор, що виконує абстрактний алгоритм, або це може бути модель процесора на нижчому рівні абстракції – рівні множини інструкцій. Точність деталізації вхідних і вихідних даних залежить від рівня абстракції моделі.

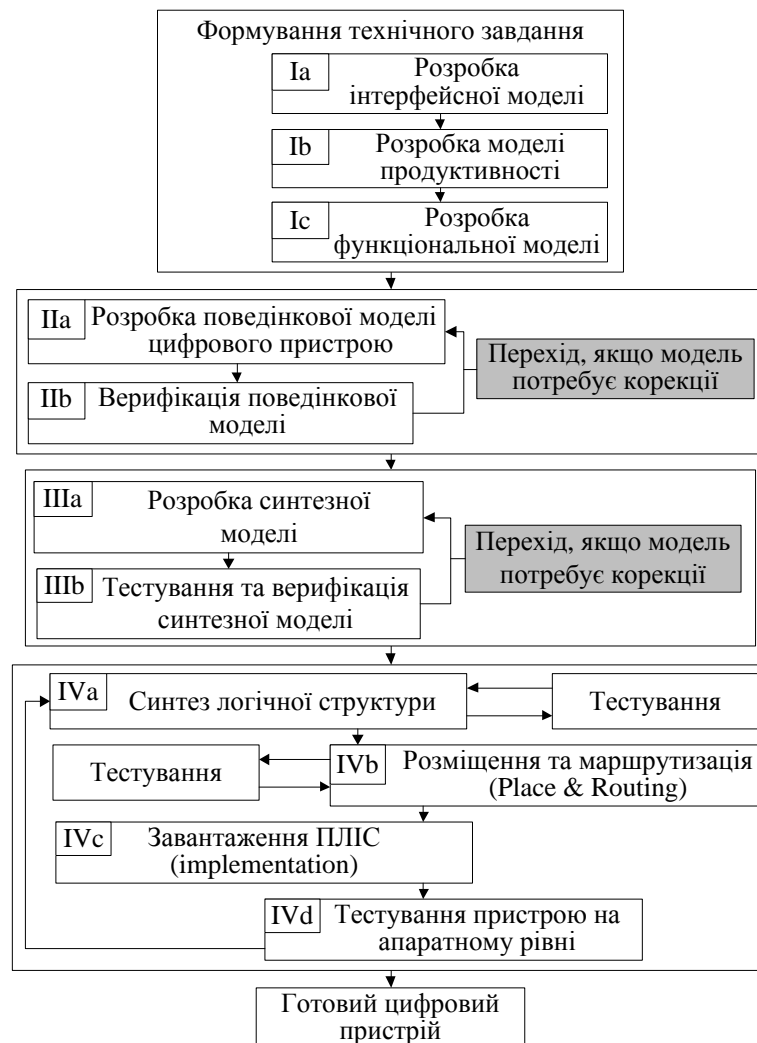


Рисунок 35 – Поведінкове проектування цифрових пристроїв на базі ПЛІС

Функціональна модель (Functional model) описує функції системи без вказання способу реалізації цих функцій. Дана модель показує лише реакцію системи чи її компонента без урахування часового фактора (визначає значення виходу, але не час його встановлення). Рівень абстракції залежить від ступеня деталізації моделі. Рівень деталізації вхідних та вихідних даних залежить від рівня абстракції.

Структурна модель (Structural model) представляє компоненти чи системи з погляду взаємозв'язків між підкомпонентами, що їх утворюють. Структурна модель має відповідати фізичній ієрархії в описуваному об'єкті. Ієрархія, в свою чергу, визначається фізичною організацією конкретної реалізації. Структурна модель описує фізичну структуру конкретної реалізації шляхом визначення компонентів та топології їх взаємозв'язків. Компоненти можуть бути описані на структурному, функціональному чи поведінковому рівнях. Моделювання структурної моделі вимагає наявності поведінкових моделей всіх нижчих гілок ієрархії, отже, ступінь деталізації модельного часу, значень об'єктів даних та функціональності моделі залежить від ступеня деталізації моделей компонентів.

Модель продуктивності (Performance Model, Uninterpreted Model) дозволяє визначити лише часові аспекти роботи цифрового пристрою, що моделюється (тобто швидкість реакції на зміну вхідного сигналу, але не значення вихідного сигналу).

Модель інтерфейсу (Interface Model, busfunctional) називають ще чорною скринькою. Може містити деталізацію за всіма аспектами процесів обміну інформацією між об'єктом та зовнішнім середовищем, включаючи функціональність, часові характеристики, значення даних тощо. Така модель не містить інформації про внутрішню структуру об'єкта.

Модель змішаного рівня, гібридна модель (Mixed-Level Model, Hybrid Model) – модель, що містить компоненти, описані на різних рівнях абстракції або різними класами моделей.

Віртуальний прототип (Virtual Prototype) – це комп'ютерна імітаційна модель кінцевого продукту, компонента чи системи. При цьому від такої моделі не вимагається дотримання жодних спеціальних умов щодо її характеристик. Термін

«віртуальний прототип» позначає клас моделей, що відіграють певну роль у процесі проектування, зокрема:

- показує можливі варіанти реалізації проекту;
- демонструє концепцію проекту;
- дає можливість перевірки проекту на відповідність вимогам та адекватності поставленій задачі.

Повернемося до процесу проектування, що наведено на рисунку 35. Весь процес розбито на 4 головні етапи:

- На першому етапі формується технічне завдання для проектування цифрового пристрою. На цьому етапі формуються інтерфейсна, продуктивна та функціональна моделі, із застосуванням яких можна постійно перевіряти моделі, сформовані на наступних етапах на відповідність технічному завданню. Так, продуктивна модель визначає швидкодію проектованого пристрою, інтерфейсна – спосіб його інтеграції до вищого ієрархічного рівня, а функціональна модель визначає алгоритм перетворення інформації в проектованому пристрої.
- На другому етапі формується поведінкова модель. У VHDL під поведінковою розуміється модель, написана із застосуванням всіх існуючих в цій мові конструкцій та типів даних, наприклад, дійсних чисел, файлів, вказівників динамічної пам'яті тощо. Поведінкова модель, розроблена на другому етапі, повинна повністю відповідати вимогам, сформованим на першому етапі. Саме це й перевіряється на під етапі ІІб.
- Після формування остаточного вигляду поведінкової моделі розробник переходить до етапу 3 – створення синтезної моделі. Синтезна модель також належить до класу поведінкових, однак може бути написана лише за допомогою певної підмножини конструкцій мови VHDL, які підтримуються засобами синтезу логічної структури. На даному етапі розвитку засоби синтезу (перетворення VHDL-програми на схему логічних елементів) підтримують не всі можливі у VHDL мовні конструкції, наприклад, не підтримуються операції з дійсними числами чи вказівники. Такі конструкції,

як, наприклад, файли, із зрозумілих причин відносяться до природно-несинтезованих. Перехід від поведінкової моделі до синтезованої характеризується зниженням рівня абстракції описання пристрою.

- На четвертому етапі здійснюється перехід від синтезної моделі до логічної структури та бітового потоку, який завантажується.

3.4 Застосування мови VHDL для проектування комп'ютерних систем

VHDL – мова опису апаратних засобів. На даному етапі розвитку засоби синтезу (перетворення VHDL-програми на схему логічних елементів) підтримують не всі можливі у VHDL мовні конструкції. Розглянемо підмножини конструкцій мови VHDL, які можуть бути змодельовані але не підтримуються засобами синтезу логічної структури синтезатора логічних схем XST, що входить до складу системи Xilinx ISE:

- 1) Тип `real` не підтримується при синтезі. Наприклад, при спробі синтезувати логічну структуру програми, що містить наступну строку:

```
b1: in real range 2.0 to 3.14;
```

Синтезатор логічних схем XST, видає помилку: “Тип `real` не підтримується при синтезі”.

- 2) Синтезатор XST має обмеження на атрибути виділення фронтів сигналів. Він не синтезує логічну схему, що містить наступну строку:

```
Wait until (inp_sig = "1010");
```

Вся справа в умові `(inp_sig = "1010")` очікування в операторі `wait`: для синтезатора XST не допускається використання векторів в умовах для `wait`. Якщо використовувати однобітні сигнали, то XST схему синтезує.

- 3) Обмеження для операторів `/`, `rem`, `mod`.

Наступні вирази:

```
c <= a / (-2);
```

```
d <= b rem (3);
```

```
e <= x mod (5);
```

Розглядаються як помилки і схеми не синтезуються.

У синтезованих конструкціях у виразах:

$c \leq x / y;$

$d \leq x \text{ rem } y;$

$e \leq x \text{ mod } y;$

значення у має бути $2N$, $N = 0, 1, 2, \dots$

4) Обмеження оператора ** (піднесення до ступеня)

Оператор

$c \leq a ** (2);$

призводить до помилки в XST, оскільки тільки число 2 можна підносити до ступеня:

$c \leq 2 ** (N);$

де N ціле позитивне число типу `integer`.

5) Обмеження на використання спільних змінних

VHDL-код не синтезується в XST. Розглянемо, частину програми:

Shared variable COUNT : Integer; -- змінна COUNT спільна

begin

p1: process (x1)

begin

COUNT := 1;

y1 <= x1 + COUNT;

end process;

p2: process (x1)

begin

COUNT := 3;

y2 <= x1 + COUNT;

end process;

end beh;

Спільна (shared) змінна COUNT використовується у двох процесах p1, p2, однак при синтезі з'являється протиріччя, пов'язане з вживанням цієї змінної.

6) Обмеження на ініціалізацію значень

Ігноруються ініціалізація значень сигналів в розділі декларації сигналів архітектурного тіла.

Ігноруються ініціалізація значень портів OUTPUT, INOUT в інтерфейсі об'єкта проекту, тобто в entity.

У операторі процесу ігноруються ініціалізація значення змінних в розділі декларацій змінних.

7) Обмеження використання оператора циклу loop

Цикли підтримуються, якщо циклові змінні обмежені константами.

8) Вираз в умові until оператора wait має визначати передній або задній фронт.

Багаторазові оператори wait допускаються в операторі процесу, проте умови очікування повинні бути однаковими. Для синтезатора XST оператор wait не може бути розміщений всередині циклу.

Розглянуті конструкції мови VHDL, які можуть бути змодельовані але не підтримуються засобами синтезу логічної структури синтезатора логічних схем XST, що входить до складу системи Xilinx ISE, необхідно враховувати як обмеження при реалізації нейронних мереж.

3.5 Реалізація ПД-регулятора

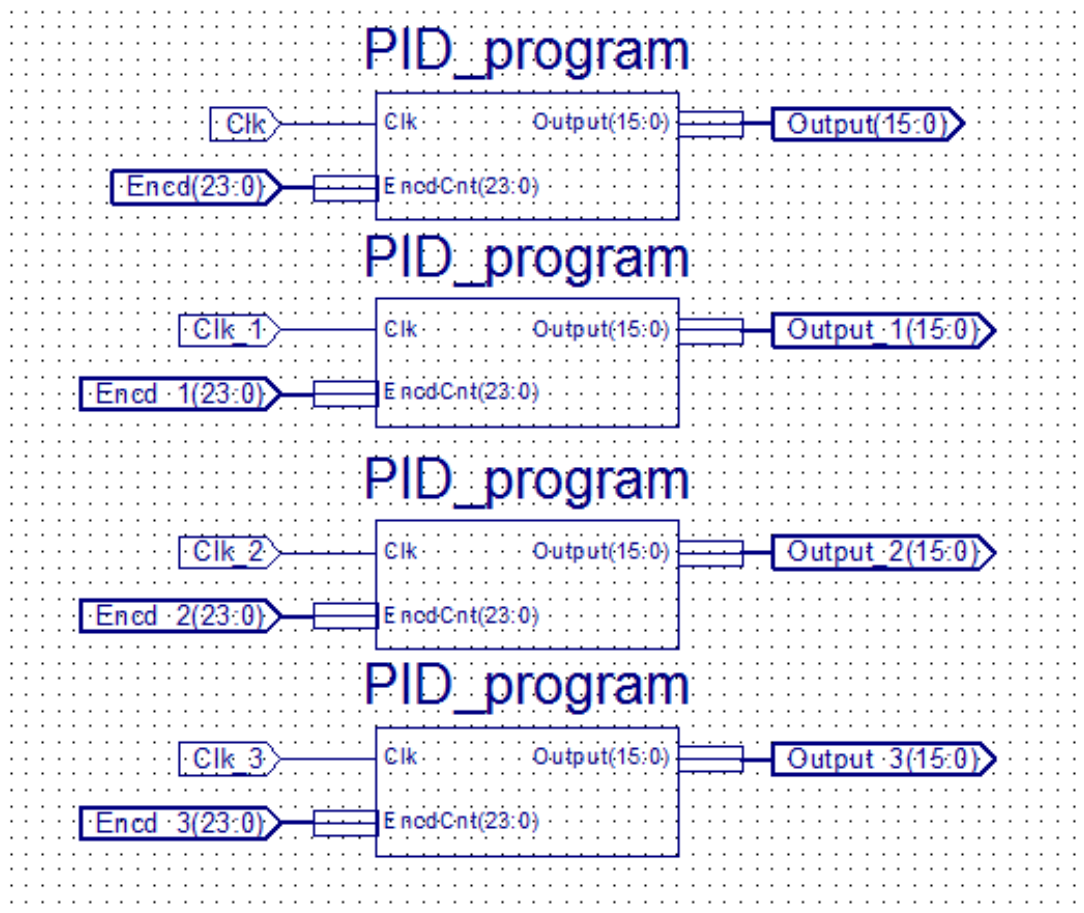


Рисунок 36 – Результат конфігурування 4-х паралельних регуляторів на ПЛІС

Результати роботи програми та загальна схема відображені у додатку И. Код програми у додатку А

PID_PLIS Project Status

Project File:	PID_PLIS.xise	Parser Errors:	No Errors
Module Name:	PID_PLIS	Implementation State:	Programming File Generated
Target Device:	xc3s200-4ft256	Errors:	X 1 Error (0 new)
Product Version:	ISE 14.3	Warnings:	88 Warnings (41 new)
Design Goal:	Balanced	Routing Results:	All Signals Completely Routed
Design Strategy:	Xilinx Default (unlocked)	Timing Constraints:	All Constraints Met
Environment:	System Settings	Final Timing Score:	0 (Timing Report)

Device Utilization Summary

Logic Utilization	Used	Available	Utilization	Note(s)
Number of Slice Flip Flops	43	3,840	1%	
Number of 4 input LUTs	40	3,840	1%	
Number of occupied Slices	34	1,920	1%	
Number of Slices containing only related logic	34	34	100%	
Number of Slices containing unrelated logic	0	34	0%	
Total Number of 4 input LUTs	40	3,840	1%	
Number used as logic	39			
Number used as Shift registers	1			
Number of bonded IOBs	25	173	14%	
Number of BUFGMUXs	1	8	12%	
Average Fanout of Non-Clock Nets	1.83			

Performance Summary

Final Timing Score:	0 (Setup: 0, Hold: 0)	Pinout Data:	Pinout Report
Routing Results:	All Signals Completely Routed	Clock Data:	Clock Report
Timing Constraints:	All Constraints Met		

Detailed Reports

Report Name	Status	Generated	Errors	Warnings	Infos
Synthesis Report	Current	Чт 2. ноя 14:11:48 2017	0	88 Warnings (41 new)	19 Infos (9 new)
Translation Report	Current	Чт 2. ноя 14:12:06 2017	0	0	0
Map Report	Current	Чт 2. ноя 14:12:20 2017	0	0	4 Infos (0 new)
Place and Route Report	Current	Чт 2. ноя 14:12:36 2017	X 1 Error (0 new)	0	2 Infos (0 new)

PID_PLIS.sch PID_program.vhd

Рисунок 37 – Результат работы программы

4 РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЕКТУ

4.1 Опис ідеї проекту

4.1.1 Зміст ідеї, що пропонується, можливі напрямки застосування та основні вигоди, що може отримати користувач товару, описано у таблиці 4.1.

Таблиця 4.1

<i>Зміст ідеї</i>	<i>Напрямки застосування</i>	<i>Вигоди для користувача</i>
	Військове застосування	Покращення літних характеристик та підвищення маневреності реактивних літаків, уведення технологія управління вектором тяги (УВТ)

4.1.2 Аналіз потенційних техніко-економічних переваг ідеї

Таблиця 4.2 Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

<i>№ n/ n</i>	<i>Техніко- економічні характеристи ки ідеї</i>	<i>(потенційні) товари/концепції конкурентів</i>				<i>W (слабка сторона)</i>	<i>N (нейтр альна сторон а)</i>	<i>S (сильна сторон а)</i>
		<i>Мій проект</i>						
1.	Технологічна собівартість товару (грн)	100 000				-	-	+
2.	Кількість разів використання	Безліч				-	-	+

4.2 Технологічний аудит проекту

Таблиця 4.3 – Технологічна здійсненність ідеї проекту

<i>№ n/n</i>	<i>Ідея проекту</i>	<i>Технології реалізації</i>	<i>Наявність технологій</i>	<i>Доступність технологій</i>
	підвищення ефективності керування відхиленням реактивного струменя двигуна від напрямку, який відповідає крейсерському режиму в реальному часі, за рахунок розробки багатопотокового мікропроцесорного контролера, та моделювання поведінки системи у MATLAB базуючись на обчисленнях та розрахунках системи управління	Прикладний метод	Використання ПІД-регулятора та Matlab	Доступна
Обрана технологія реалізації ідеї проекту: прикладний метод реалізації				

4.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

4.3.1 Аналіз попиту

Таблиця 4.4 – Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

<i>№ n/n</i>	<i>Показники стану ринку (найменування)</i>	<i>Характеристика</i>
1	Кількість головних гравців, од	3
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	... 300 000 грн
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Стагнує
4	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	Залежить від країни
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	немає
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	60%

Таким чином, можемо зробити висновок, що ринок є привабливим для проекту.

4.3.2 Потенційна групи клієнтів

Таблиця 7.5 – Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

<i>№ n/n</i>	<i>Потреба, що формує ринок</i>	<i>Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)</i>	<i>Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів</i>	<i>Вимоги споживачів до товару</i>
1	Збільшення кількості літаків з технологією векторної тяги	Військове застосування	Використання ПІД-регулятора	Швидкодія

4.3.3 Аналіз ринкового середовища

Таблиця 4.6 – Фактори загроз

<i>№ n/n</i>	<i>Фактор</i>	<i>Зміст загрози</i>	<i>Можлива реакція компанії</i>
1	Вартість технології	Малий обсяг продажу	Зниження ціни

Таблиця 4.7 – Фактори можливостей

<i>№ n/n</i>	<i>Фактор</i>	<i>Зміст можливості</i>	<i>Можлива реакція компанії</i>
1	Знизити ціну	Підвищити обсяги продажу	Оновлення та покращення характеристик самої технології для заохочення клієнтів

4.3.4 Аналіз пропозиції

Таблиця 4.8 – Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

<i>Особливості конкурентного середовища</i>	<i>В чому проявляється дана характеристика</i>	<i>Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)</i>
1. Тип конкуренції: Чиста	Відсутність аналогів на ринку України	Підвищення якості та надійності
2. За рівнем конкурентної боротьби: Локальний	Надати технологію, яка не використовувалась раніше	Вдосконалення та робота над можливими недоліками
3. За галузевою ознакою: внутрішньогалузева	Забезпечення країни технологією, яка дасть можливість посилити авіа можливості у військовій сфері	Розширення та збільшення продажу
4. Конкуренція за видами товарів: Товарно-видова	Потреба в авіабудуванні	Продаж технології за ціною нижчою ніж за кордоном
5. За характером конкурентних переваг: цінова	Нижча собівартість	Незмінна ціна з подальшим вдосконаленням
6. За інтенсивністю: Не марочна	Без ТМ	Можливий подальший розвиток

4.3.5 Аналіз умов конкуренції в галузі

Таблиця 4.9 – Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

	<i>Прямі конкуренти в галузі</i>	<i>Потенційні конкуренти</i>	<i>Постачальники</i>	<i>Клієнти</i>	<i>Товари-замінники</i>
<i>Складові аналізу</i>	<i>Закордонні фірми з Німеччини, Британії та Росії</i>	<i>Російські фірми та конструктори, які займаються розробку технологій довгий час</i>			
Висновки:	Низька інтенсивність	Можливий вхід на ринок Конкуренти лише закордонні	Без постачальників	Диктують лише у тому, аби покращити деякі характеристики	Технологія в декілька разів дорожча

4.3.6 Перелік факторів конкурентоспроможності

Таблиця 4.10 – Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

<i>№ п/п</i>	<i>Фактор конкурентоспроможності</i>	<i>Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)</i>
	Економічний фактор	Вартість технології
	Рівень технології виробництва	Високий рівень складності виконання та вартість робіт
	Попит	Посилення армії та збільшення кількості літаків з новітньою технологією завжди користується попитом

4.3.7 Аналіз сильних та слабких сторін стартап-проекту

Таблиця 4.11 – Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін проекту

<i>№ п/п</i>	<i>Фактор конкурентоспроможності</i>	<i>Бали 1-20</i>	<i>Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з ... (назва підприємства)</i>						
			<i>-3</i>	<i>-2</i>	<i>-1</i>	<i>0</i>	<i>+1</i>	<i>+2</i>	<i>+3</i>
1	Економічний фактор	17	+						
2	Рівень технології виробництва	20		+					
3	Попит	15	+						

4.3.8 Матриця аналізу сильних (Strenght) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities)

Таблиця 4.12 – SWOT-аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: Низька собівартість проекту Багаторазове використання Простота використання	Слабкі сторони: Відсутність ТМ та патенту на технологію Проведення тестування та досвід
Можливості: Збільшення кількості можливостей Розширення галузевого впливу	Загрози: Низька потрібність в сучасних реаліях Конкуренція за відсутності досвіду

4.3.9 Альтернативи ринкової поведінки

Таблиця 4.13 – Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ n/n	Альтернатива (орієнтовний комплекс заходів) ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Зниження вартості	70%	5-6
2	Залучення сил	90%	2-3

З означених альтернатив обираю ту, яка дає можливість залучити більше спеціалістів для покращення та вдосконалення технології для отримання ресурсів за менший строк та більшою ймовірністю.

4.4 Розроблення ринкової стратегії проекту

4.4.1 Визначення стратегії охоплення ринку

Таблиця 4.14 – Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ n/n	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Розробка та вдосконалення технології	Середня	Середній	Низька	Низька
Які цільові групи обрано: розробка технології управління векторною тягою					

4.4.2 Базова стратегія розвитку

Таблиця 4.15 – Визначення базової стратегії розвитку

<i>№ n/ n</i>	<i>Обрана альтернатива розвитку проекту</i>	<i>Стратегія охоплення ринку</i>	<i>Ключові конкурентоспромо жні позиції відповідно до обраної альтернативи</i>	<i>Базова стратегія розвитку*</i>
1	Вдосконалення та нижча ціна	Стратегія спеціалізації	Нижча вартість	Стратегія зайняття конкурентної ніші

4.4.3 Вибір стратегії конкурентної поведінки

Таблиця 4.16 – Визначення базової стратегії конкретної поведінки

<i>№ n/n</i>	<i>Чи є проект «періопроходьцем» на ринку?</i>	<i>Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?</i>	<i>Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?</i>	<i>Стратегія конкурентної поведінки*</i>
	Ні	Ні	Не буде	Стратегія зайняття конкурентної ніші

4.4.4 Стратегія позиціонування

Таблиця 4.17 – Визначення стратегії позиціонування

<i>№ n/ n</i>	<i>Вимоги до товару цільової аудиторії</i>	<i>Базова стратегія розвитку</i>	<i>Ключові конкурентоспром ожні позиції власного стартап- проекту</i>	<i>Вибір асоціацій, які мають сформулювати комплексну позицію власного проекту (три ключових)</i>
1	Нижча вартість та технологія, яка не доступна у конкурентів	Стратегія зайняття конкурент ної ніші	Використання багаторазове, за придбання технології один раз	Нижча ціна ніж у конкурентів Вдосконалення та підтримка Потрібність на ринку України за відсутності альтернатив

4.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

4.5.1 Формування маркетингової концепції проекту

Таблиця 4.18 – Визначення ключових переваг концепції потенційного проекту

<i>№ n/n</i>	<i>Потреба</i>	<i>Вигода, яку пропонує товар</i>	<i>Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)</i>
1	Впровадження технології управління векторною тягою для двигунів реактивних винищувачів	Вдосконалення, постійна підтримка технології, відсутність альтернатив та конкурентна ціна	Ціна Вдосконалення та підтримка вже після придбання

4.5.2 Трирівнева маркетингова модель товару

Таблиця 4.19 – Опис трьох рівнів моделі товару

<i>Рівні товару</i>	<i>Сутність та складові</i>		
I. Товар за задумом	Підвищення ефективності керування відхиленням реактивного струменя двигуна від напрямку, який відповідає крейсерському режиму в реальному часі, за рахунок розробки багатопотокового мікропроцесорного контролера, та моделювання поведінки системи у MATLAB базуючись на обчисленнях та розрахунках системи управління		
	Властивості/характеристики	М/Нм	Вр/Тх /Тл/Е/Ор
	Технологічна собівартість товару	М	Тл
	Якість: реактивні двигуни, УВТ		
	Пакування: відсутнє		
	Марка: кафедра АУТС КПІ ім. Сікорського		
	До продажу: якість технології та ціна		
	Після продажу: постійна підтримка		
За рахунок чого потенційний товар буде захищено від копіювання: захист інтелектуальної власності			

4.5.3 Визначення цинових меж

Таблиця 4.20 – Визначення меж встановлення ціни

<i>№ п/п</i>	<i>Рівень цін на товари- замінники</i>	<i>Рівень цін на товари- аналоги</i>	<i>Рівень доходів цільової групи споживачів</i>	<i>Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар/послугу</i>
1	0	500 000	1 000 000	70 000 – 150 000

4.5.4 Визначення оптимальної системи збуту

Таблиця 4.21 – Формування системи збуту

<i>№ п/п</i>	<i>Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів</i>	<i>Функції збуту, які має виконувати постачальник товару</i>	<i>Глибина каналу збуту</i>	<i>Оптимальна система збуту</i>
1	Купівля технології для подальшого використання	Постійний контакт та підтримка, вдосконалення та безкоштовне оновлення технології	Виробник сам продає свою технологію безпосередньо	Власна система, що дає можливість формувати власну ціну та обслуговувати

4.5.5 Розроблення концепції маркетингових комунікацій

Таблиця 4.22 – Концепція маркетингових комунікацій

<i>№ п/п</i>	<i>Специфіка поведінки цільових клієнтів</i>	<i>Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти</i>	<i>Ключові позиції, обрані для позиціонування</i>	<i>Завдання рекламного повідомлення</i>	<i>Концепція рекламного звернення</i>
1	Покупка та подальше використання у власних цілях технології	Інформаційний канал	Перевага	Інформування та переконання	Показ переваги саме цього продукту перед іншими

4.6 Висновки

Ідеєю стартапу є підвищення ефективності керування відхиленням реактивного струменя двигуна від напрямку, який відповідає крейсерському режиму в реальному часі, за рахунок розробки багатопотокового мікропроцесорного контролера, та моделювання поведінки системи у MATLAB базуючись на обчисленнях та розрахунках системи управління. Є можливість ринкової комерціалізації проекту, так як наявний попит та потреба у даній технології на ринку України. Чиста конкуренція, локальна внутрішньовидова конкуренція, що сприяє для успішного входження на ринок. Альтернативою можна назвати низьку ціну та постійну технічну підтримку. Подальша імплементація є доцільною для даного проекту.

ВИСНОВОК

Магістерська робота присвячена програмному моделюванню систем управління векторною тягою реактивного двигуна.

Вирішені наступні задачі:

- Розглянуто існуючі рішення та проведено аналіз системи керування векторною тягою;
- Проведені розрахунки та виконане моделювання системи керування векторною тягою;
- Проектування контролера системи управління векторною тягою;
- Розроблена структурна схема загальна;
- Розроблена структурна схема блока управління;
- Проведене математичне моделювання системи управління векторною тягою;
- Реалізовано ПД-регулятор для системи керування векторною тягою;
- Виконане конфігурування 4-х паралельних регуляторів на ПЛІС;

Отримані результати в процесі моделювання забезпечують високу точність управління векторною тягою реактивного двигуна винищувача.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Програмні засоби моделювання системи управління векторною тягою реактивного двигуна: <http://ceur-ws.org/Vol-2139/296-304.pdf>
2. Безвербый В. К., Зернов В. Н., Перелыгин Б. П. Выбор проектных параметров летательных аппаратов. – М.: МАИ, 1984. № 36 // Экспресс-информация. Серия: авиационное двигателестроение. – М.: ЦИАМ, 2000.
3. Краснов Н.Ф. Часть 2 // Аэродинамика. Методы аэродинамического расчёта. — М.: ВШ, 1980.
4. Швец А. И. Аэродинамика несущих форм. — Киев: ВШ, 1985.
5. Залманзон Л. А. Теория элементов пневмоники. — М.: Наука, 1969. — С. 508.
6. Опыт создания газодинамического устройства управления вектором тяги. Тезисы докладов. – Самара: «Международная научно-технической конференция, посвящённая памяти Генерального конструктора аэрокосмической техники академика Н.Д. Кузнецова», 2001. — С. 205-206.
7. Системы управления вооружением истребителей: Основы интеллекта многофункционального самолета [Текст] / Л. Е. Баханов, А. Н. Давыдов, В. Н. Корниенко и др.; под ред. Е.А. Федосова. – М.: Машиностроение, 2005. – 400 с.
8. U.S. Air Force strategic deterrence analytic capabilities: An assessment of tools, methods, and approaches for the 21st century security environment [Text]. – National research council of the National academies. – Washington: National academies press. – 2014. – 157 p.
9. Оболенский, Ю. Г. Управление полетом маневренных самолетов [Текст] / Ю. Г. Оболенский. – М.: Воениздат, 2007. – 480 с
10. Володин, В. В. Формирование облика боевых самолетов и системный анализ: методический, практический и исторический аспекты [Текст] / В. Володин // Полет. – 2011. – № 5. – С. 10-19.

11. Gunston, Bill. Jane's All the World's Aircraft: development & production: 2015-16. [Text] / Bill Gunston. – IHS Global, 2015. – 1221 p.
12. World Air Forces 2015. Special report [Text] /Flight International. – Flightglobal insight, 2015. – 36 p.
13. Тарасенко, А. М. Динамика полёта и боевого маневрирования летательных аппаратов/М. Тарасенко, В. Г. Брага, В. Т. Тараненко. – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1984. – 512 с.
14. Проектирование самолетов [Текст] / М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др.; под ред. С. М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
15. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст] / Э. Торенбик. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
16. Скибин, В. А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечении создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) [Текст] / В. А. Скибин, В. И. Солонин, В. А. Палкин; под общей ред. В. А. Скибина. – М.: ЦИАМ, 2010. – 678 с.
17. Assessment of gas thermodynamic characteristics on fluidic thrust vectoring performance: analytical, experimental and numerical study [Text] / M. Sellam, V. Zmijanovic, L. Leger at al // International Journal of Heat and Fluid Flow. – 2015. – Vol. 53. – P. 156-166.
18. Candon, M. J. Thrust augmentation optimization through supersonic afterburning in scramjet engine nozzles via surrogate-assisted evolutionary algorithms [Text] / M. J. Candon, H. Ogawa // Acta Astronautica. – 2015. – Vol. 116. – P.132-147.
19. Володин, В. В. Особенности проектирование реактивных самолетов вертикального взлета и посадки [Текст] / В. В. Володин. – М.: Машиностроение, 1985. – 224 с.
20. Павленко, В. Ф. Силовые установки с поворотом вектора тяги в полете [Текст] / В. Ф. Павленко. – М.: Машиностроение, 1987. – 200 с.

21. Павленко, В. Ф. Силовые установки летальных аппаратов вертикального взлета и посадки [Текст] / В. Ф. Павленко. – М.: Машиностроение, 1972. – 284 с.
22. Попов, К. Н. Сопла ВРД с отклоняемым вектором тяги [Текст] / К. Н. Попов. – М.: Машиностроение, 1979. – 144 с.
23. Mattingly, Jack D. Aircraft engine design [Text] / Jack D. Mattingly, William H. Heiser, David T. Pratt. – AIAA education series, 2002. – 691 p.
24. Проектирование самолетов [Текст] / М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др.; под ред. С. М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
25. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст] / Э. Торенбик. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
26. Модернизированные самолеты СУ-27 [Электронный ресурс] – Режим до ресурсу: http://ipress.ua/ru/news/v_ukraynskoj_armyuy_poyavylys_modernizyrovannie_samoleti_su27_78557.html.
27. Управление вектором и величиной тяги [Электронный ресурс] – http://books.alnam.ru/book_raket.php?id=63.
28. Сравнение достоинств, недостатков и стоимости возможных истребителей ВВС Украины [Электронный ресурс] – Режим до ресурсу: <http://www.milnavigator.com/sravnenie-dostoinstv-nedostatkov-i-stoimosti-vozmozhnyx-istrebitelej-vvs-ukrainy/>.
29. Реактивное сопло в авиации [Электронный ресурс] – Режим до ресурсу: <http://avia-simply.ru/reaktivnoe-soplo-v-aviacii/>.
30. Управление вектором тяги [Электронный ресурс] – Режим до ресурсу: <http://mash-xxl.info/info/371731/>.
31. Генерация из модели Matlab с - кода для микропроцессора, реализующего блок управления привода [Электронный ресурс] – Режим до ресурсу: <https://cyberleninka.ru/article/n/generatsiya-iz-modeli-matlab-s-koda-dlya-mikroprotsessora-realizuyuschego-blok-upravleniya-privoda>.

32. Системы управления угловой скоростью ЛА. Расчет передаточных чисел автопилота [Электронный ресурс] – Режим до ресурсу: <http://studopedia.org/2-152671.html>.
33. Моделирование САУ в среде MATLAB [Электронный ресурс] – Режим до ресурсу: <http://www.trafficease.ru/gtcs-331-1.html>.
34. СУ-25, міг-29 та л-39 з українським обличчям [Електронний ресурс] – Режим до ресурсу: <https://defence-ua.com/index.php/statti/800-su-25-mih-29-ta-l-39-z-ukrayinskym-oblychchiam>.
35. Технология модельно-ориентированного проектирования технических систем [Электронный ресурс] – Режим до ресурсу: <http://lab18.ipu.ru/projects/conf2010/2/26>.
36. F-22 Raptor [Электронный ресурс] – Режим до ресурсу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Lockheed_Martin_F-22_Raptor
37. СУ-27 [Електонний ресурс] – Режим до ресурсу: <http://www.migremont.zp.ua/modernizatsiya/6-su-27>
38. ЗСУ ОТРИМАЛИ ДВА МОДЕРНІЗОВАНИХ ВІНИЩУВАЧА МІГ-29МУ1 [Електонний ресурс] – Режим до ресурсу: <https://defence-ua.com/index.php/home-page/5056-zsu-otrymaly-dva-modernizovanykh-vynyshchuvacha-mih-29mu1>
39. В 24 В DC servo [Електонний ресурс] – Режим до ресурсу: https://ru.aliexpress.com/item/explosion-proof-DC-servo-Brushless-gear-motor-micro-planetary-gearbox-gear-reducer-156kg-cm-hight-torque/516569606.html?dp=1185-4685.695066755&aff_platform=aaf&cpt=1542724789151&sk=Sbk8iRI&aff_trace_key=b67df34b94664ae48955b16e48d50486-1542724789151-02450-Sbk8iRI&terminal_id=e01ee118578248189244a246cbe097a8
40. УВТ НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА [Електонний ресурс] – Режим до ресурсу: <https://avia.mstuca.ru/jour/article/viewFile/450/376>.

ДОДАТОК А – Код програми

```
library IEEE;
use IEEE.STD_LOGIC_1164.ALL;
--use IEEE.STD_LOGIC_ARITH.ALL;
--use IEEE.STD_LOGIC_UNSIGNED.ALL;
--use IEEE.Std_Logic_Arith.all;
use IEEE.numeric_std.all;

-- Uncomment the following library declaration if using
-- arithmetic functions with Signed or Unsigned values
--use IEEE.NUMERIC_STD.ALL;

-- Uncomment the following library declaration if instantiating
-- any Xilinx primitives in this code.
--library UNISIM;
--use UNISIM.VComponents.all;

entity PID_program is
    Port ( EncdCnt : in  STD_LOGIC_VECTOR (23 downto 0);
          Output : out STD_LOGIC_VECTOR (15 downto 0);
          Clk : in  STD_LOGIC);
end PID_program;

architecture Behavioral of PID_program is
    signal Encd:integer;
    signal Outp:integer;
    type e_n is array(1 to 3) of integer range -127 to 127;
    shared variable e:e_n:=(0,0,0);
```

```
type u_n is array(2 to 3) of integer range -127 to 127;  
shared variable u:u_n:=(0,0);
```

```
begin
```

```
    process(EncdCnt, Clk)
```

```
        variable P, Pd:integer;
```

```
        variable p0, p1, p2:integer;
```

```
        constant K0: integer:=1;
```

```
        constant K1: integer:=1;
```

```
        constant K2: integer:=1;
```

```
        variable s1, s2:integer;
```

```
--    variable n: integer:=3;
```

```
        begin
```

```
            --wait until Clk='1';
```

```
--        if Clk='1' and Clk'event then
```

```
--e(n)
```

```
--            for i in 1 to 2 loop
```

```
--                e(i):=e(i+1);
```

```
--            end loop;
```

```
                e(1):=e(2);
```

```
                e(2):=e(3);
```

```
                P := to_integer(signed(EncdCnt));
```

```
--                P:=Encd;
```

```
                e(3):=Pd-P;
```

```
                p0:=K0*e(3);
```

```
                p1:=K1*e(2);
```

```
                p2:=K2*e(1);
```



```

        s1:=p0+p1;

        u(2):=u(3);

        s2:=p2+u(2);
        Outp<=s1+s2;
--u(n)

        u(3):=Outp;
        Output <= std_logic_vector(to_signed(Outp,Output'length));
--
    end if;
end process;
end Behavioral;

```



НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ
ІНСТИТУТ ПРОГРАМНИХ СИСТЕМ

ISSN 1727-4907

ПРОБЛЕМИ ПРОГРАМУВАННЯ

НАУКОВИЙ ЖУРНАЛ

PROBLEMS
IN PROGRAMMING
SCIENTIFIC JOURNAL

2018

№ 2–3

Спеціальний випуск

МАТЕРІАЛИ ОДИНАДЦЯТОЇ МІЖНАРОДНОЇ
НАУКОВО-ПРАКТИЧНОЇ КОНФЕРЕНЦІЇ
З ПРОГРАМУВАННЯ

УкрПРОГ'2018

22–24 травня 2018 р.
Київ, Україна



Теми випуску:

- *Теоретичні та методологічні основи програмування*
- *Паралельне програмування. Розподілені системи і мережі*
- *Методи та засоби програмної інженерії*
- *Моделі та засоби систем баз даних і знань*
- *Освітні та навчальні аспекти програмування*
- *Інформаційні системи*
- *Інструментальні засоби та середовища програмування*
- *Прикладне програмне забезпечення*

- Прийма С.М., Рогушина Ю.В., Строкань О.В.** Використання семантичних технологій для встановлення діалогу між суб'єктами ринку праці 226

Освітні та навчальні аспекти програмування

- Моренцов Є.І.** Система моделей предметної області «Метатехнологія програмування» 236

- Крак Ю.В., Бармак О.В., Мазурець О.В.** Практична реалізація інформаційної технології автоматизованого визначення множини семантичних термінів в контенті навчальних матеріалів 245

Інформаційні системи

- Palagin O.V., Velychko V.Yu., Malakhov K.S., Shchurov O.S.** Research and development workstation environment: the new class of Current Research Information Systems 255

Інструментальні засоби та середовища програмування

- Шинкаренко В.І., Ільченко П.В., Забула Г.В.** Інструментальні засоби дослідження часової та функціональної ефективності біонічних алгоритмів розв'язку екстремальних задач 270

Прикладне програмне забезпечення

- Григорян Р.Д., Аксьонова Т.В., Дегода А.Г.** Специализированный компьютерный симулятор «SimEnPhysiol» 280

- Жеребко В.А., Писаренко О.А., Драбинко В.П.** Імітаційне моделювання та генетична оптимізація систем керування засобами програмування LabVIEW 288

- Дорошенко А.Ю., Шимкович В.М., Федоренко В.О.** Програмні засоби моделювання системи управління векторною тягою реактивного двигуна 296

Свідоцтво про державну реєстрацію КВ № 7490 від 01.07.2003

Науковий журнал "Проблеми програмування" занесений до переліку наукових фахових видань України, в яких можуть публікуватися основні результати дисертаційних робіт.

ISSN 1727-4907

© Інститут програмних систем
НАН України, 2018

ПРОГРАМНІ ЗАСОБИ МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ВЕКТОРНОЮ ТЯГОЮ РЕАКТИВНОГО ДВИГУНА

А.Ю. Дорошенко, В.М. Шимкович, В.О. Федоренко

Стаття присвячена розробці контролера системи управління векторною тягою двигуна реактивного винищувача, його розрахунку, моделюванню програмним пакетом MatLab та опису його мовою VHDL, який здатний здійснювати управління відхиленням реактивного струменя двигуна від напрямку, що відповідає крейсерському режиму. У статті синтезований цифровий ПІД-регулятор для покращення якісних показників роботи. Розроблена загальна структурна схема, яка показує необхідні датчики з яких знімається інформація, блок управління, що виконує обробку даних та передає сформований сигнал на виконуючі пристрої (сервоприводи) для керування реактивним потоком у двигуні. Згідно до характеристик обраного сервопривода розроблено відповідну передатну функцію. Для покращення характеристик процесу управління реалізовано апаратно чотири паралельно діючих ПІД-регуляторів, з паралельними обчисленнями в кожному з блоків ПІД-регуляторів на одному чіпі FPGA.

Ключові слова: MatLab, VHDL, Векторна тяга, Контролер, Система управління, ПЛІС, ПІД-регулятор.

Статья посвящена разработке контроллера системы управления векторной тягой двигателя реактивного истребителя, его расчета, моделированию программным пакетом MatLab и описания его языке VHDL, который способен осуществлять управление отклонением реактивной струи двигателя от направления, соответствующей крейсерскому режиму. В статье синтезирован цифровой ПИД-регулятор для улучшения качественных показателей работы. Разработана общая структурная схема, которая показывает необходимые датчики, с которых снимается информация, блок управления, выполняет обработку данных и передает сформированный сигнал на исполнительные устройства (сервоприводы) для управления реактивным потоком двигателя. Согласно характеристик выбранного сервопривода разработана соответствующая передаточная функция. Для улучшения характеристик процесса управления реализовано аппаратно четыре параллельно действующих ПИД-регулятора с параллельными вычислениями в каждом из блоков ПИД-регулятора, на одном чипе FPGA.

Ключевые слова: MatLab, VHDL, Векторная тяга, Контролер, Система управления, ПЛИС, ПИД-регулятор.

The article is devoted to the development of the controller of the vector control system for the engine of a jet fighter, its calculation, modeling with MatLab software package and description in its language VHDL, which is able to control the deviation of the jet engine from the direction corresponding to the cruising regime. The article synthesizes a digital PID regulator to improve quality performance. We develop a general block diagram which shows the necessary sensors from which information is took off, a control unit that performs data processing and transmits the generated signal to actuators (servo drives) for controlling the jet flow in the engine. According to the characteristics of the selected servo, an appropriate transfer function is developed. To improve the control process characteristics, four parallel operating PID regulators with parallel calculations in each of the PID controller blocks, on one FPGA chip are implemented.

Key words: MatLab, VHDL, Vector Traction, Controller, Control System, FPGA, PID Regulator.

Вступ

В Україні на даний момент проводиться модернізація літаків МіГ-29 та СУ-27. Але вдосконалення стосується, здебільшого, озброєння. Проводяться роботи по відновленню радянських та пострадянських літаків, на це витрачається дуже багато грошей та ресурсів. Літні характеристики вдосконалюються новими або модернізованими старими двигунами. Управління вектором тяги дає змогу покращити літні характеристики літаків та дещо спростити управління для пілота. Для підвищення маневреності є дві схеми управління вектором тяги: в одній площині, та управління у всіх площинах [1–4].

Управління вектором тяги реактивного двигуна – відхилення реактивного струменя двигуна від напрямку, який відповідає крейсерському режиму [5, 6].

Технологія управління векторною тягою у реактивних винищувачах має місце у військовому застосуванні. Важливою характеристикою літаків даного типу є маневреність, тому актуальною є розробка такого контролера, який забезпечить оптимальне виконання команд та може управляти поворотом двигуна міняючи вектор польоту літаків СУ-27 та МіГ-29 українських модифікацій їх двигунів.

На теперішній час в Україні проводяться модернізації літаків СУ-27, МіГ-29 за такими характеристиками: на 30 % збільшена дальність виявлення повітряних цілей; підвищено точність застосування некерованих засобів ураження по наземних цілях; реалізована можливість виконання навігаційного бомбометання з горизонтального польоту і пологого калібрування по цілях з відомими координатами; підвищено точність літаководіння по маршруту і виведення літака в задану точку з відхиленням не більше 50 м з використанням апаратури споживачів супутникових навігаційних систем ГЛОНАСС і GPS NAVSTAR CH-3307-02; реалізований захід на посадку та посадка на необладнаний аеродром по відомим координатам контрольної точки; реалізована можливість розвідки цілей з запам'ятовуванням координат; реалізована можливість польоту літака за маршрутом в режимі "радіомовчання", без використання радіотехнічних засобів, які працюють на випромінювання; реалізована можливість польоту літака з міжнародних трас з використанням маяків VOR /DME; реалізована

можливість інструментального заходження на посадку з використанням маяків ILS /DME; реалізована можливість роботи з вторинними радіолокаторами ATC RBC в режимах AC і A; забезпечується реєстрація параметричної, бінарної, цифрової, аудіо та відео інформації на аварійному накопичувачі в реальному масштабі часу; забезпечується реєстрація аудіо і відео інформації на експлуатаційному накопичувачі FLASH системи САВР-27У; забезпечується реєстрація параметричної, цифрової, в тому числі і від СІК-Б, інформації на експлуатаційному накопичувачі FLASH системи Екран-02М-3 в реальному масштабі часу; реалізована можливість використання сучасних засобів обробки польотної інформації із застосуванням алгоритмів автоматизованого контролю за допомогою ПК для виконання поглибленого аналізу і розширеної діагностики технічного стану бортового обладнання та двигунів, що дозволить при накопиченні бази даних перейти на експлуатацію літаків за технічним станом; реалізована можливість виконання поглибленої оцінки дій льотчика при виконанні польотного завдання на основі зареєстрованої аудіо та відеоінформації.

В Україні ведуться роботи по модернізації обладнання, озброєння, дальності видимості літаків, перешкодозахищеності, надійності і ремонтпридатності і інші модифікації, але робота по впровадженню технологій відхилення вектора тяги не ведеться. Зараз дуже актуально застосувати всеракурсне відхилення векторної тяги, що робить управління літаками більш точним, більш впевненим і більш енергійним, практично незалежним від величини кута атаки, причому як при виконанні елементів надманевреності, так і при традиційному пілотуванні.

Метою роботи є розробка мікропроцесорного контролера, який здатний здійснювати управління відхиленням реактивного струменя двигуна від напрямку, що відповідає крейсерському режиму, в реальному часі.

Постановка задачі

Управління вектором тяги можливе за рахунок руху всього сопла чи його окремих частин, що можна досягти за допомогою газодинамічного управління вектором тяги асиметричною подачею управляючого повітря в тракт сопла [7, 8].

В даний час керування вектором тяги забезпечується, в основному, за рахунок повороту всього сопла або його частини.

Конструкція схеми сопла, показана на рис. 1, а, з відхиленням потоку у дозвуковій частині, повинна мати додатковий вузол, що забезпечує відхилення сопла цілком. Схема сопла з відхиленням потоку тільки в надзвуковій частині на рис. 1, б фактично не має ніяких спеціальних елементів для забезпечення відхилення вектора тяги. Відмінності в роботі цих двох схем виражаються в тому, що для забезпечення одного і того ж ефективного кута відхилення вектора тяги схема з відхиленням в надзвуковій частині вимагає великих керуючих моментів. На рис. 1, в показано комбіноване управління сопла.

Високої ефективності управління вектором тяги можна домогтися з допомогою газодинамічного управління вектором тяги за рахунок асиметричної подачі керуючого повітря в тракт сопла.

Газодинамічне сопло використовує «струминну» техніку для зміни ефективної площі сопла і відхилення вектора тяги, при цьому механічно сопло не регулюється. У цьому соплі відсутні гарячі високонавантажені рухливі деталі, воно добре компонується з конструкцією літального апарату, що зменшує масу останнього.

Зовнішні контури нерухомого сопла можуть плавно вписуватися в обводи літака, покращуючи характеристики конструктивної малої помітності. У цьому соплі повітря від компресора може направлятися в інжектори в критичному перерізі і в частині, що розширюється для зміни відповідного критичного перерізу і управління вектором тяги.

Конструкції струменевих сопел відрізняються різноманітністю силових і газодинамічних схем.

Розглянемо конструкцію з використанням частини, що розширюється в надзвуковій частині сопла для створення бічної сили тяги. З цією метою вихідний розтруб сопла переводиться в режим перерозширення і з однією з сторін сопла, на його бічній поверхні відкриваються отвори для доступу атмосферного повітря. При цьому струмінь з двигуна прилипає до протилежної сторони сопла.

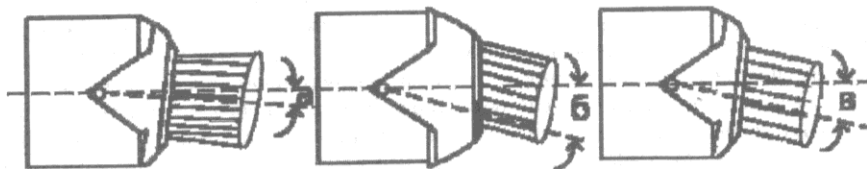


Рис. 1. Схеми сопел з механічним управлінням векторною тягою

Схема і принцип дії «струминного» сопла показано на рис. 2.

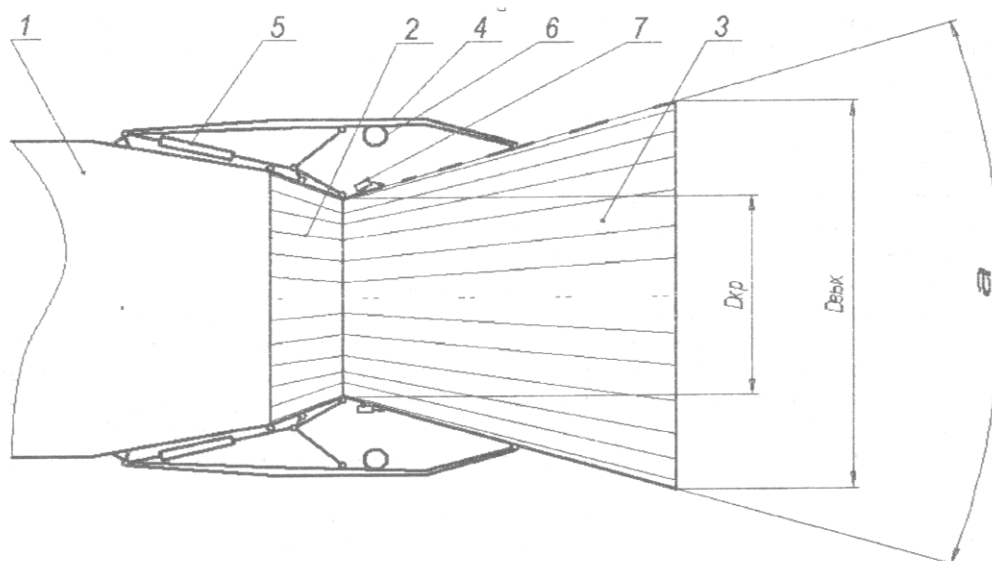


Рис. 2. Схема струминного сопла управління векторною тягою

На схемі струминного сопла управління векторною тягою, рисунок 2, зображено: 1 – двигун (газогенератор двигуна); 2 – звужена частина сопла з вхідними внутрішніми стулками; 3 – частина сопла, яка розширюється з вихідними внутрішніми стулками; 4 – зовнішні кронштейни регульованого сопла; 5 – приводи регульованого сопла з тягами; 6 – приводи частини сопла, яка розширюється; 7 – приводи заслінок на стулках регульованого сопла; 8 – заслінки рухливі, керовані. Виникнення керуючих сил забезпечується наступним порядком операцій: На першій фазі роботи сопла збільшують кут відхилення стулок розширюється частини сопла – кут α встановлення вихідних стулок частини 3 сопла, яке розширюється.

На другій фазі, на режимі утворення керуючих зусиль на частині поверхні сопла відкривають заслінки 8 для надходження атмосферного повітря на частині бічної поверхні частини сопла 3, яке розширюється. Перемикання заслінок 8 на протилежній половині бічної частини сопла, яке розширюється призводить до відхилення струменя і вектора тяги двигуна на кут β в протилежному напрямку.

Для створення керуючих зусиль у двигуні з надзвуковим соплом можна дещо змінити надзвуковій частину вже існуючого сопла. Ця відносно нескладна модернізація вимагає мінімального зміни основних деталей і вузлів вихідного, штатного сопла.

Застосування всеракурсного відхилення вектора тяги на цих літаках дозволяє здійснювати не тільки управління винищувачем на маневрах, в тому числі на режимах зверхманевреності – на дуже великих кутах атаки і мінімальних швидкостях, але і стабілізацію параметрів польоту по всім трьох осях при звичайному пілотуванні, забезпечуючи скорочення витрат на балансування і, відповідно, витрати палива [9–12]. Просторове відхилення векторної тяги дає можливість отримувати великі кутові швидкості крену і забезпечувати ефективне управління за курсом при польоті на великих кутах атаки, коли традиційні аеродинамічні органи управління значно втрачають свою ефективність, а також суттєво збільшувати кутові швидкості по тангажу [13–15].

Вирішення задачі

Розроблена структурна схема блока управління та показана на рис. 3. На структурній схемі показані датчики з яких знімається поточна інформація, яка поступає до блока управління. У блоці управління інформація проходить обробку даних та перетворення сигналів у потрібний вигляд для формування керуючого впливу на сервоприводи та для зв'язку із бортовою системою літака. Сервоприводи в свою чергу виконують повороти заслінок вверх-вниз вліво-вправо для направлення вектора тяги у потрібному напрямку.

Для переміщення виконавчого органу в системах автоматичного регулювання або дистанційного управління застосовується сервопривід. За способом управління сервоприводи бувають аналогові і цифрові. Аналогові управляються аналоговим сигналом – частотою, параметри якої задаються за допомогою широтно-імпульсної модуляції або ШІМ. Цифрові управляються цифровим сигналом, що представляє собою кодові команди, що передаються по послідовному інтерфейсу.

Блок управління виконує функцію перетворення вхідних сигналів. Інформація з датчиків надходить до нормуючих перетворювачів які перетворюють діапазон зміни електричних сигналів, що знімаються з давачів, до діапазону, що відповідає обраному аналого-цифровому перетворювачу (АЦП). Оскільки інформаційні сигнали в більшості систем керування – низькочастотні, то для придушення високочастотних завад

використовуються фільтри нижніх частот. З виходу АЦП інформація в паралельному двійковому коді надходить у ведений МК, що порівнює поточне значення контрольованого параметру з заданим значенням і виробляє керуючий вплив відповідно до сигналу розузгодження та закону ПІД-регулятора. Цей вплив поступає з мікроконтролера у паралельному двійковому коді та супроводжується стробуючим сигналом, який в свою чергу записує керуючий вплив до регістрів.

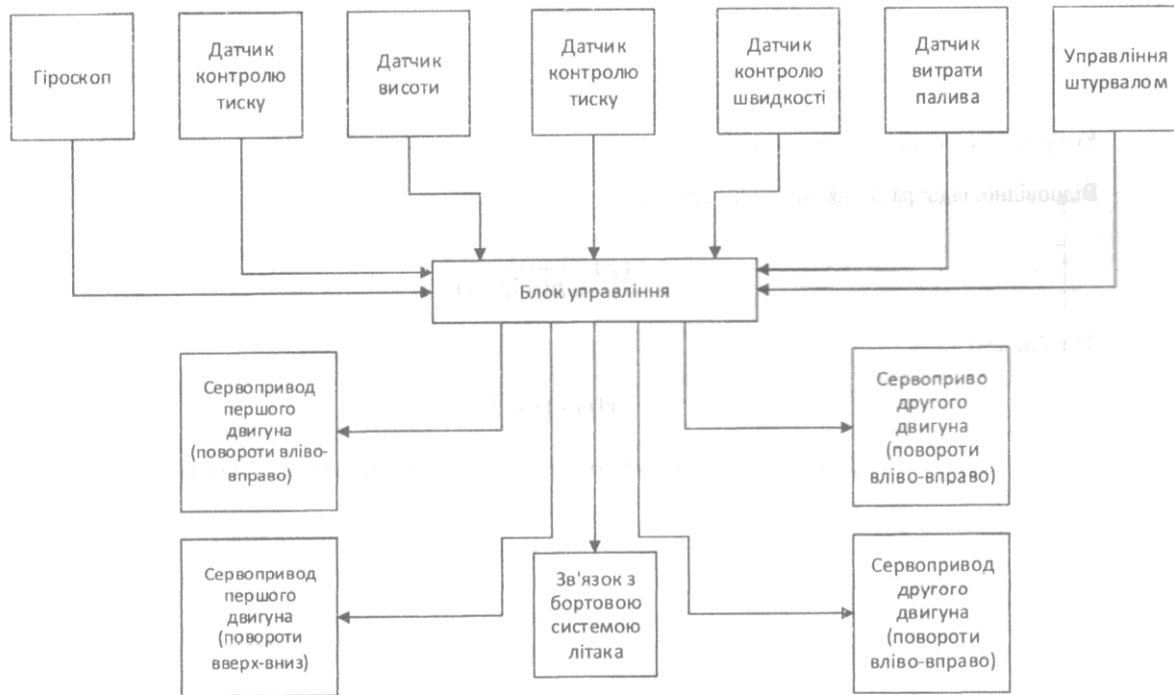


Рис. 3. Схема струйного сопла управління векторною тягою

Керуючий сигнал – це імпульсний сигнал з ШІМ (широтно-імпульсною модуляцією), що представляє собою послідовність прямокутних імпульсів з амплітудою 3–5 В і тривалістю від 0.9 до 2.1 мс. Тривалість імпульсу визначає положення виконавчого механізму. Мінімальне значення (1 мс) – означає розворот в крайнє ліве (або проти годинникової стрілки –400...–800 в залежності від моделі) положення, середнє значення (1.5 мс) – центральне положення штока, а максимальне значення (2 мс) – крайнє праве (за годинниковою стрілкою +40°...+80° в залежності від моделі) положення.

Згідно до характеристик сервопривода та його опису передавальна функція буде виглядати наступним чином:

$$W(s) = \frac{0.48}{0.00015s^2 + 0.05s + 0.696}$$

Для моделювання роботи сервопривода в програмному пакеті MatLab створено модель системи управління рис. 4.

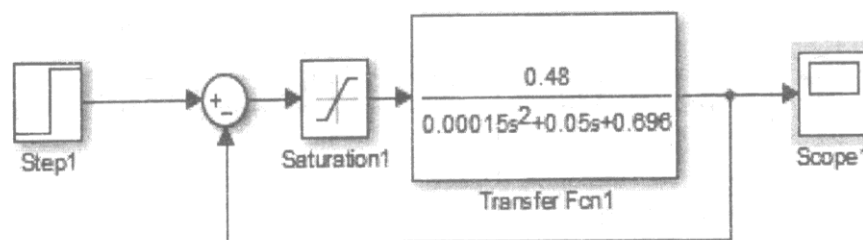


Рис. 4. Модель дослідження характеристик сервопривода

Використасмо функцію одиничного скачка (одиничну функцію):

$$\begin{aligned} X(t) &= 1(t) = 0, \text{ при } t < 0 \\ X(t) &= 1(t) = 1, \text{ при } t \geq 0 \end{aligned}$$

Її зображення по Лапласу має вигляд:

$$X(p) = \int_0^{\infty} e^{-pt} dt = \frac{1}{p}.$$

Коефіцієнт підсилення сервопривода $k = 1$, постійна змінна $T = 0.1 \text{ c}$.

Відповідно, відображення вихідного сигналу:

$$Y(p) = \frac{1}{p(0.1p + 1)}.$$

За таблицею:

$$y(t) = 1 - e^{-10t}.$$

На рис. 5 показано реакцію системи, перехідний процес, управління сервоприводом на вхідний одиничний скачок.

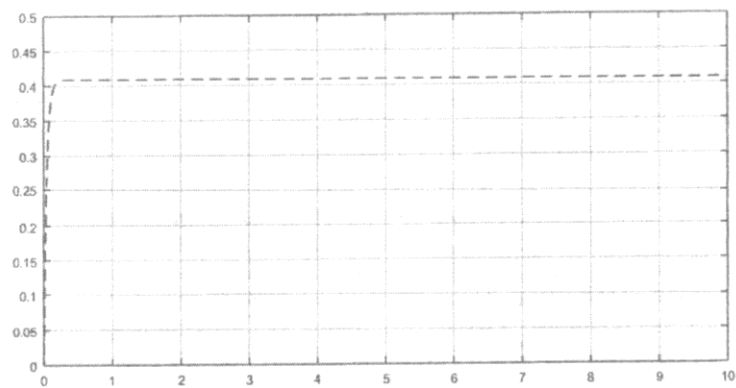


Рис. 5. Перехідний процес управління сервоприводом

Для покращення характеристик перехідного процесу було синтезовано та промодельовано ПД-регулятор, рис. 6.

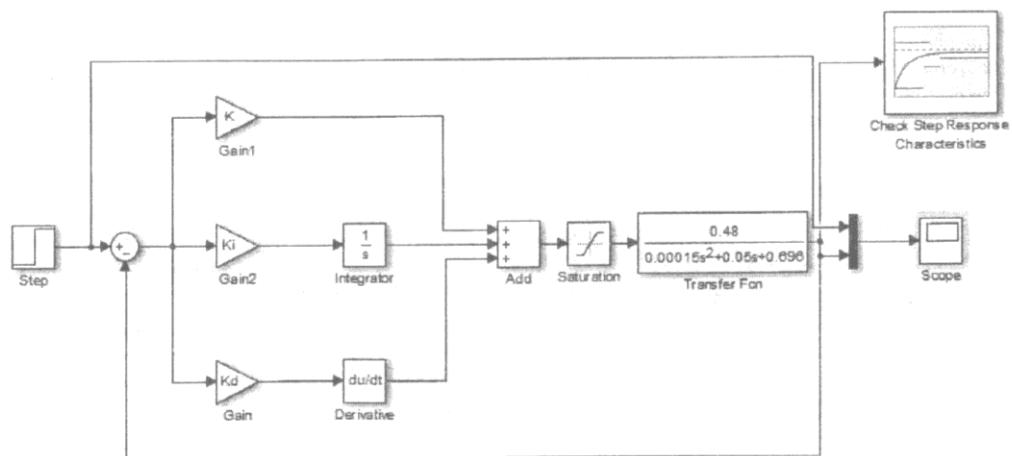


Рис. 6. Схема управління сервоприводом з ПД-регулятором

За допомогою MatLab та Step Response, налаштовуючи коефіцієнти, отримаємо наступні коефіцієнти: $K_p=1.7621$, $K_d=0.7517$, $K_i=2.4993$.

Як видно з рис. 7 показники якості перехідного процесу покращились. За графіком визначимо такі показники якості САУ: максимальне значення вихідної величини $h_{\max}=1$; стале значення вихідної величини $h_{\text{уст}}=1$; перерегулювання складає 0%; час перехідного процесу $t_{\text{пп}}=2.13\text{с}$; час усталений $t_{\text{уст}}=3.63\text{с}$.

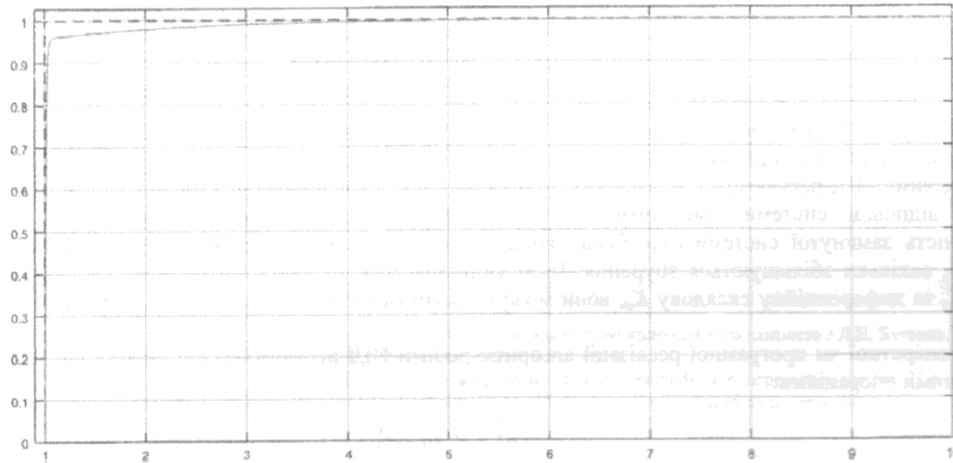


Рис. 7. Перехідний процес в системі управління сервоприводом з оптимізованими коефіцієнтами ПІД-регулятора

У цьому проекті для керування замкнутим циклом застосовується алгоритм ПІД при його апаратній реалізації [16, 17]. Це найпоширеніший закон управління, і було продемонстровано, що його можна ефективно використовувати для керування постійним струмом сервомотора.

ПІД-регулятор описується в диференціальному рівнянні як:

$$u(t) = K_p \left[e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t) dt + T_d \frac{de(t)}{dt} \right], \quad (7)$$

де K_p – пропорційний коефіцієнт, T_i – інтегральна постійна часу, T_d – похідна постійна часу.

Для невеликого інтервалу вибірки T це рівняння можна перетворити на диференційне рівняння за допомогою дискретизації. Диференціальне рівняння може бути реалізоване цифровою системою, як в апаратному, так і в програмному забезпеченні. Похідний термін просто замінюється диференціальним вираженням першого порядку та інтегралом за сумою, таким чином, диференціальне рівняння дається як:

$$u(n) = K_p \left[e(n) + \frac{T}{T_i} \sum_{j=0}^n e(j) + \frac{T_d}{T} (e(n) - e(n-1)) \right]. \quad (8)$$

Рівняння (8) можна переписати як:

$$u(n) = K_p e(n) + K_i \sum_{j=0}^n e(j) + K_d (e(n) - e(n-1)), \quad (9)$$

де $K_i = K_p T / T_i$ інтегральний коефіцієнт, а $K_d = K_p T_d / T$ коефіцієнт похідної. Для обчислення суми, всі попередні помилки, $e(0) \dots e(n)$, повинні бути збережені. Цей алгоритм називається «алгоритмом позиції». Альтернативний рекурсивний алгоритм характеризується розрахунком керуючого виходу $u(n)$, на основі $u(n-1)$ та терміну корекції $\Delta u(n)$. Для отримання рекурсивного алгоритму спочатку обчислимо $u(n-1)$ на основі рівняння (9):

$$u(n-1) = K_p e(n-1) + K_i \sum_{j=0}^{n-1} e(j) + K_d (e(n-1) - e(n-2)). \quad (10)$$

Потім обчислити термін коригування як:

$$\Delta u(n) = u(n) - u(n-1) = K_0 e(n) + K_1 e(n-1) + K_2 e(n-2), \quad (11)$$

де

$$\begin{aligned} K_0 &= K_p + K_i + K_d \\ K_1 &= -K_p - 2K_d \\ K_2 &= K_d \end{aligned} \quad (12)$$

Рівняння (11) називається «додатковим алгоритмом». Поточний контрольний вихід розраховується як:

$$u(n) = u(n-1) - \Delta u(n) = u(n-1) + K_0 e(n) + K_1 e(n-1) + K_2 e(n-2). \quad (13)$$

У реалізації ПІД-регулятора за формулою (13) дозволяє уникнути накопичення всіх минулих помилок і може здійснювати плавне переключення з ручного на автоматичний режим, на відміну від алгоритму позиції.

У режимі ПІД-регулятора, збільшення пропорційного коефіцієнту підсилення K_p може збільшити швидкість відповіді системи, зменшити усталену помилку, але не повністю виключити. Крім того, продуктивність замкнутої системи стає більш коливальною і займає більше часу, щоб встановитися після порушення, оскільки збільшуються збурення. Щоб уникнути цих труднощів в систему вносять інтегральну складову K_i та диференціальну складову K_d , вони можуть усунути усталену помилку та підвищити стабільність системи.

Для апаратної чи програмної реалізації алгоритм роботи ПІД-регулятора (13) можна описати простими математичними операціями:

$$\begin{aligned} e(n) &= P_d + (-P), \\ p_0 &= K_0 \cdot e(n), \\ p_1 &= K_1 \cdot e(n-1), \\ p_2 &= K_2 \cdot e(n-2), \\ s_1 &= p_0 + p_1, \\ s_2 &= p_2 + u(n-1), \\ u(n) &= s_1 + s_2. \end{aligned} \quad (14)$$

Для підвищення швидкодії роботи даного алгоритму за рахунок паралельних операцій, кожна базова операція реалізується як окремий обчислювальний блок.

Для розрахунку коефіцієнтів буде використано представлене вище та рівняння 12:

$$\begin{aligned} K_0 &= 1.7621 + 0.7517 + 2.4993 = 5.0131 \\ K_1 &= 1.7621 - 2 \cdot 0.7517 = 0.2587 \\ K_2 &= 0.7517 \end{aligned}$$

Для реалізації швидкодіючого контролера системи управління в якості основного обчислювального чіпу був обраний ПЛІС – програмована інтегральна логічна схема [16–19]. ПЛІС – електронний компонент, що використовується для створення цифрових інтегральних схем. На відміну від звичайних цифрових мікросхем, логіка роботи ПЛІС не визначається при виготовленні, а задається за допомогою програмування. Для цього використовуються програматори і налагоджувальні середовища, що дозволяють задати бажану структуру цифрового пристрою у вигляді принципової електричної схеми або програми на спеціальних мовах опису апаратури (Verilog, VHDL, AHDL та інші). ПЛІС широко використовується для побудови різних за складністю і можливостям цифрових пристроїв. Розширення сфери застосування ПЛІС визначається зростаючим попитом на пристрої з швидкою перебудовою виконуваних функцій, скороченням проектно-технологічного циклу нових або модифікованих виробів, наявністю режимів зміни внутрішньої структури в реальному часі, підвищенням швидкодії, зниженням споживаної потужності, розробкою оптимізованих поєднань з мікропроцесорами і сигнальними процесорами (DSP), а також зниженням цін на ці пристрої. Тому реалізація на базі ПЛІС багатопотокового, паралельного та швидкодіючого контролера системи управління векторною тягою реактивного двигуна є доцільною [18, 19].

Обчислювальний процес, реалізований за допомогою цього алгоритму, апаратна реалізація ПІД-регулятора при паралельних обчисленнях використала 284 еквівалентних логічних блоків ПЛІС. Швидкість обрахунку керуючого впливу ПІД-регулятора, як загальна затримка комбінаційної схеми блоку, становила 45,1 нс. Для реалізації контролера з управлінням чотирма сервоприводами на одному чіпі реалізовано чотири паралельних ПІД регулятора, використавши ресурс рівний 1136 еквівалентних логічних блоків ПЛІС. Синтез та симуляція, виконані в програмному забезпеченні Xilinx ISE DesignSuite 13.2 та ISE Simulator (ISim),

використовуючи сімейство чіпів Spartan 3. При використанні чіпів інших сімейств, розміри зайнятого ресурсу та продуктивності будуть відрізнятися.

Висновки

В роботі вирішено актуальну науково технічну задачу підвищення швидкодії та точності роботи контролера управління векторною тягою двигуна реактивного винищувача. Розроблена загальна структурна схема, яка показує необхідні датчики з яких знімається інформація, блок управління, що виконує обробку даних та передає сформований сигнал на виконуючі пристрої (сервоприводи) для керування реактивним потоком у двигуні.

Згідно до характеристик обраного сервопривода було взято відповідну передатну функцію. Для покращення характеристик перехідного процесу було використано ПІД-регулятор. В результаті було отримано позитивний результат, який дав нам змогу пересвідчитись у покращенні результатів за допомогою середовища Matlab.

Література

1. Системы управления вооружением истребителей: Основы интеллекта многофункционального самолета / Л.Е. Баханов, А.Н. Давыдов, В.Н. Корниенко и др.; под ред. Е.А. Федосова. М.: Машиностроение, 2005. 400 с.
2. U.S. Air Force strategic deterrence analytic capabilities: An assessment of tools, methods, and approaches for the 21st century security environment [Text]. National research council of the National academies. Washington: National academies press. 2014. 157 p.
3. Оболенский Ю.Г. Управление полетом маневренных самолетов. М.: Воениздат, 2007. 480 с.
4. Володин В.В. Формирование облика боевых самолетов и системный анализ: методический, практический и исторический аспекты. Поет. 2011. № 5. С. 10–19.
5. Gunston, Bill. Jane's All the World's Aircraft: development & production: 2015–16. / Bill Gunston. IHS Global, 2015. 1221 p.
6. World Air Forces 2015. Special report / Flight International. Flight global insight, 2015. 36 p.
7. Тарасенко А.М., Брага В.Г., Тараненко В.Т. Динамика полёта и боевого маневрирования летательных аппаратов. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1984. 512 с.
8. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечении создания перспективных авиационных двигателей; под общей ред. В.А. Скибина. М.: ЦИАМ, 2010. 678 с.
9. Assessment of gas thermodynamic characteristics on fluidic thrust vectoring performance: analytical, experimental and numerical study / M. Sellam, V. Zmijanovic, L. Leger et al. *International Journal of Heat and Fluid Flow*. 2015. Vol. 53. P. 156–166.
10. Candon M.J., Ogawa H. Thrust augmentation optimization through supersonic afterburning in scramjet engine nozzles via surrogate assisted evolutionary algorithms. *Acta Astronautica*. 2015. Vol. 116. P. 132–147.
11. Володин В.В. Особенности проектирование реактивных самолетов вертикального взлета и посадки. М.: Машиностроение, 1985. 224 с.
12. Павленко В.Ф. Силовые установки с поворотом вектора тяги в полете. М.: Машиностроение, 1987. 200 с.
13. Павленко В.Ф. Силовые установки летательных аппаратов вертикального взлета и посадки. М.: Машиностроение, 1972. 284 с.
14. Попов К.Н. Сопла ВРД с отклоняемым вектором тяги. М.: Машиностроение, 1979. 144 с.
15. Mattingly Jack D., Heiser William H., Pratt David T. Aircraft engine design. AIAA education series, 2002. 691 p.
16. Kravets P.I., Shymkovych V.M., Fedorchuk V.V., and Goy A.A., Neural controller stability of moving object with the hardware and software realization on FPGA, *Visnyk NTUU "KPI" Informatics, operation and computer systems*, 2015. N 63. P. 4–11.
17. Kravets P.I., Shymkovych V.M. and Samotyty V. Method and technology of synthesis of neural network models of object control with their hardware implementation on FPGA, 2017 9th IEEE International Conference on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and Applications (IDAACS), Bucharest, Romania. 2017. P. 947–951. doi: 10.1109/IDAACS.2017.8095226
18. Petr I. Kravets, Tatyana I. Lukina, Valeriy A. Zhrebko, Vladimir N. Shimkovich. Methods of Hardware and Software Realization of Adaptive Neural Network PID Controller on FPGA-Chip. *Journal of Automation and Information Sciences*. New York, USA. 2011. Vol. 43. Issue 4. P. 70–77.
19. Kravets P., Shymkovych V., Yurchenko Z. Proceedings of The Fourth International Conference on 'Automatic Control and Information Technology' (ICACIT'17) December 14–16, 2017 Cracow, Poland. P. 122–129.

References

1. The weapons control system of fighters: the Basics of intelligence multifunction aircraft / L.E. Bakhany, A.N. Davydov, V.N. Kornienko and others; ed. by E.A. Fedosov. – Moscow: Mechanical Engineering, 2005. 400 p.
2. U.S. Air Force strategic deterrence analytical capabilities: an assessment of tools, methods, and approaches for the 21st century security environment. – National research council of the National academies. Washington: National academies press. 2014. 157 p.
3. Obolensky Y.G. Flight Control maneuverable aircraft. Moscow: Military Publishing, 2007. 480 p.
4. Volodin V.V. Formation of combat aircraft shape and system analysis: methodical, practical and historical aspects. Polet. 2011. N 5. P. 10–19.
5. Gunston Bill. Jane's all the World's Aircraft: development and production: 2015–16. IHS Global, 2015. 1221 p.
6. World Air Forces 2015. Special report / Flight international. Flight global insight, 2015. 36 p.
7. Tarasenko A.M., Braga V., Taranenko V.T. Dynamics of flight and combat maneuvering of aircraft. M.: VVIA im. prof. E. Zhukovsky, 1984. 512 p.
8. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. The works of leading aircraft engine companies to ensure the creation of advanced aircraft engines /; under the General editorship of V.A. Skibin. Moscow: TsIAM, 2010. 678 p.
9. Assessment of gas on the thermodynamic characteristics of fluidic thrust vectoring performance: analytical, experimental and numerical study / M. Sellam, V. Zmijanovic, L. Leger et al // *International Journal of Heat and Fluid Flow*. 2015. Vol. 53. P. 156–166.

10. Candon J.M., Ogawa H. Thrust augmentation through optimization of supersonic afterburning in scramjet engine nozzles via surrogate-assisted evolutionary algorithms. *Acta Astronautica*. 2015. Vol. 116. P. 132–147.
11. Volodin V.V. Features of design of vertical take-off and landing jets. Moscow: Mechanical Engineering, 1985. 224 p.
12. Pavlenko V.F. Power plant with the rotation of the thrust vector in flight. Moscow: Mechanical Engineering, 1987. 200 p.
13. Pavlenko V.F. power plants of vertical take-off and landing aircraft. Moscow: Mechanical Engineering, 1972. 284 p.
14. Popov K.N. WFD nozzle with thrust vectoring. M.: Mechanical Engineering, 1979. 144 p.
15. Mattingly Jack D. Aircraft engine design / Jack D. Mattingly, William H. Heiser, David T. Pratt. – AIAA education series, 2002. – 691 p.
16. Petr I. Kravets, Tatyana I. Lukina, Valeriy A. Zhrebko, Vladimir N. Shimkovich. Methods of Hardware and Software Realization of Adaptive Neural Network PID Controller on FPGA-Chip. // *Journal of Automation and Information Sciences*. New York, USA, 2011, Vol. 43. Issue 4. P. 70–77.
17. Kravets P.I., Shymkovych V.M., Posvistak T.V., Telenyk S.F. FPGA Implementation of the PID Algorithm for Real Time Ball Balancing on the Platform. *Proceedings of The Fourth International Conference on 'Automatic Control and Information Technology' (ICACIT'17) December 14–16, 2017 Cracow, Poland*. P. 160–169.
18. Kravets P.I., Shymkovych V.M., Fedorchuk V.V., and Goy A.A., Neural controller stability of moving object with the hardware and software realization on FPGA, *Visnyk NTUU "KPI" Informatics, operation and computer systems*, 2015, N 63. P. 4–11.
19. Kravets P. I., Shymkovych V. M. and Samoty V. Method and technology of synthesis of neural network models of object control with their hardware implementation on FPGA, 2017 9th IEEE International Conference on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and Applications (IDAACS), Bucharest, Romania, 2017. P. 947–951. doi: 10.1109/IDAACS.2017.8095226

Про авторів:

Дорошенко Анатолій Юхимович,
доктор фізико-математичних наук,
професор, завідувач відділу теорії комп'ютерних обчислень
Інституту програмних систем НАН України,
професор кафедри автоматизації та управління в технічних системах
Національного технічного університету України "КПІ імені Ігоря Сікорського".
Кількість наукових публікацій в українських виданнях – понад 150.
Кількість наукових публікацій в зарубіжних виданнях – понад 50.
Індекс Хірша – 5.
<http://orcid.org/0000-0002-8435-1451>,

Шимкович Володимир Миколайович,
асистент кафедри автоматизації та управління в технічних системах
Національного технічного університету України "КПІ імені Ігоря Сікорського".
Кількість наукових публікацій в українських та зарубіжних виданнях – понад 30.
<http://orcid.org/0000-0003-4014-2786>,

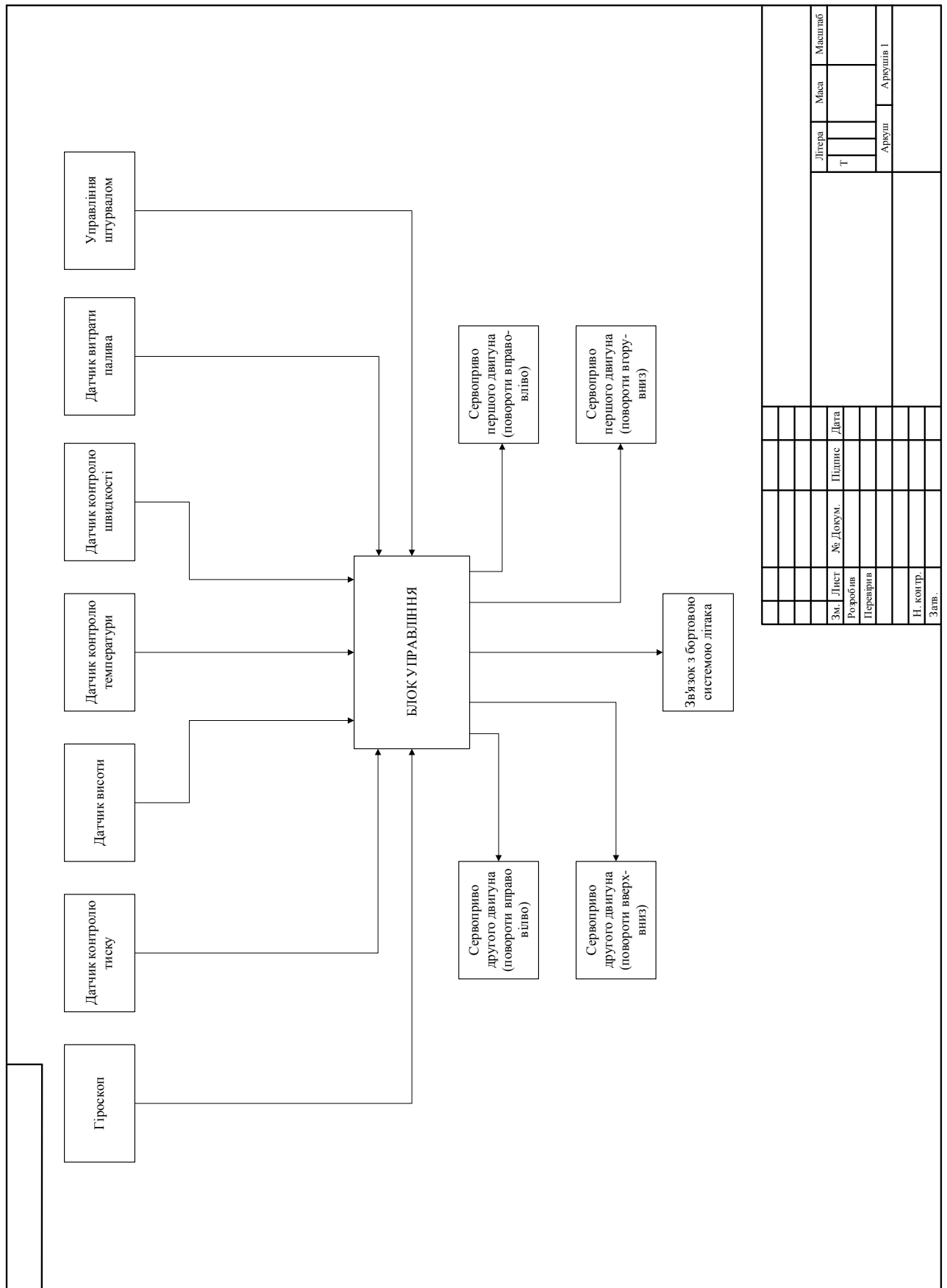
Федоренко Владислав Олександрович,
студент кафедри автоматизації та управління в технічних системах
Національного технічного університету України "КПІ імені Ігоря Сікорського".

Місце роботи авторів:

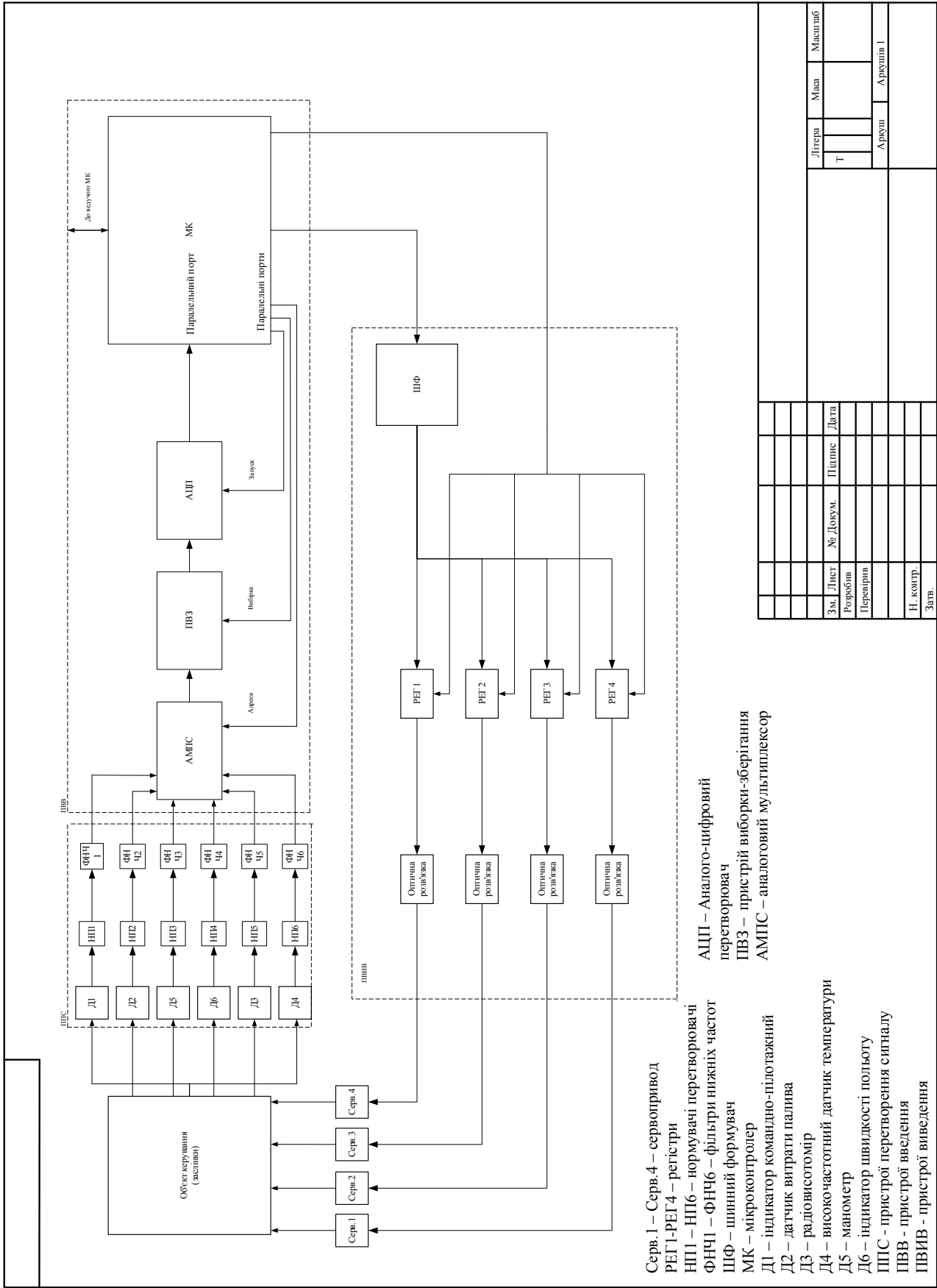
Інститут програмних систем Національної академії наук України.
03187, м. Київ-187, проспект Академіка Глушкова, 40, корпус 5.
Тел.: +380 (44) 526 3559.
Факс +380 (44) 526 6263.
E-mail: doroshenkoanatoliy2@gmail.com.

Національний технічний університет України "КПІ імені Ігоря Сікорського",
проспект Перемоги 37, м. Київ.
Тел.: +38 (097) 602 5173.
E-mail: shymkovych.volodymyr@gmail.com.

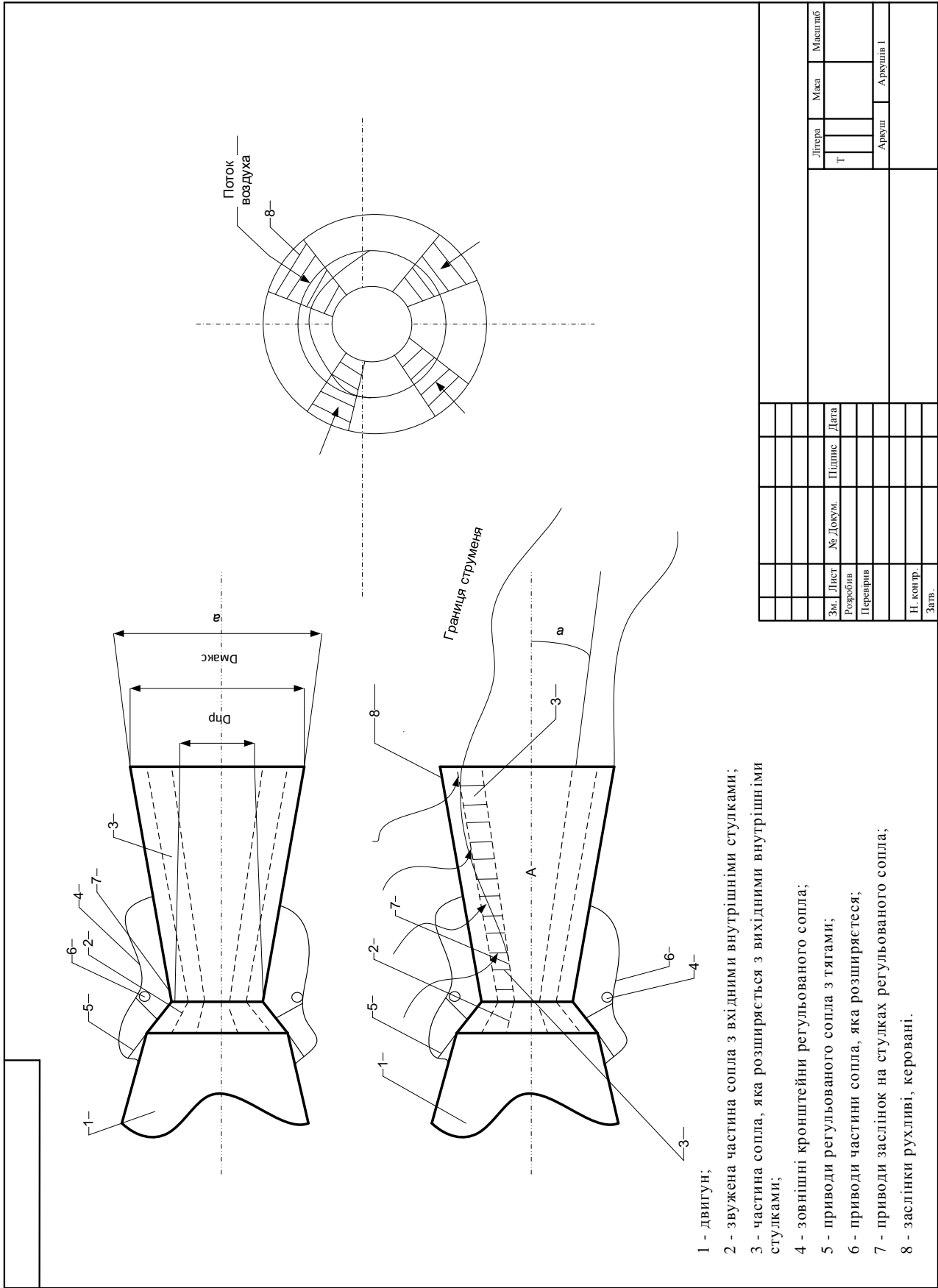
ДОДАТОК В – СТРУКТУРНА СХЕМА ЗАГАЛЬНА



ДОДАТОК Г – СТРУКТУРНА СХЕМА БЛОКА УПРАВЛІННЯ



ДОДАТОК Д – СХЕМА СТРУМИННОГО СОПЛА



ДОДАТОК Е – МОДЕЛЮВАННЯ ПОВОРОТУ СЕРВОПРИВОДА

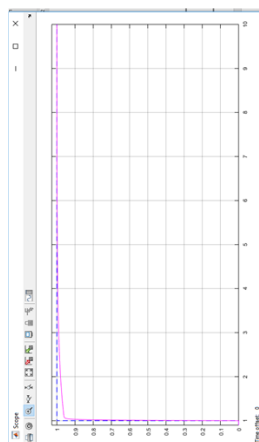
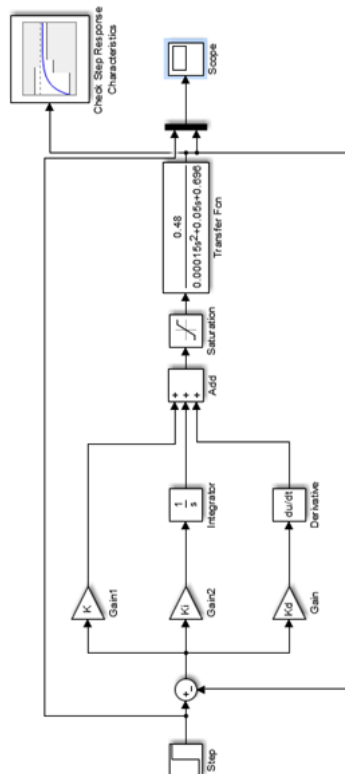
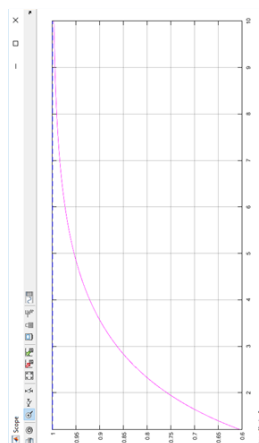
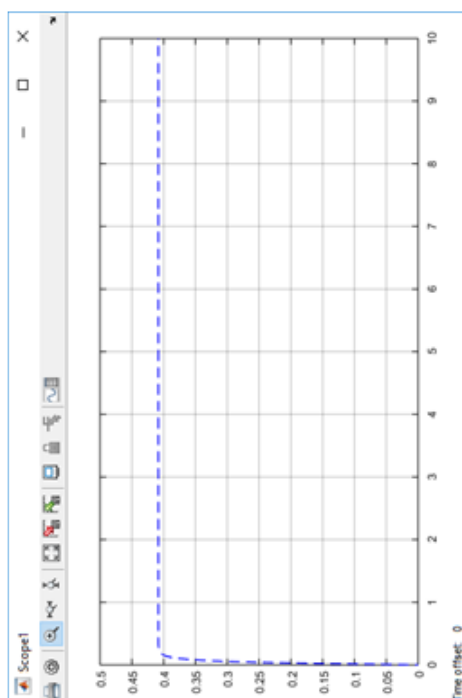
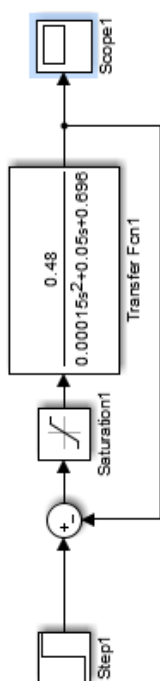
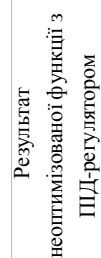


Схема управління сервоприводом з ПІД-регулятором



Результат оптимізованої
функції з ППД-
регулятором

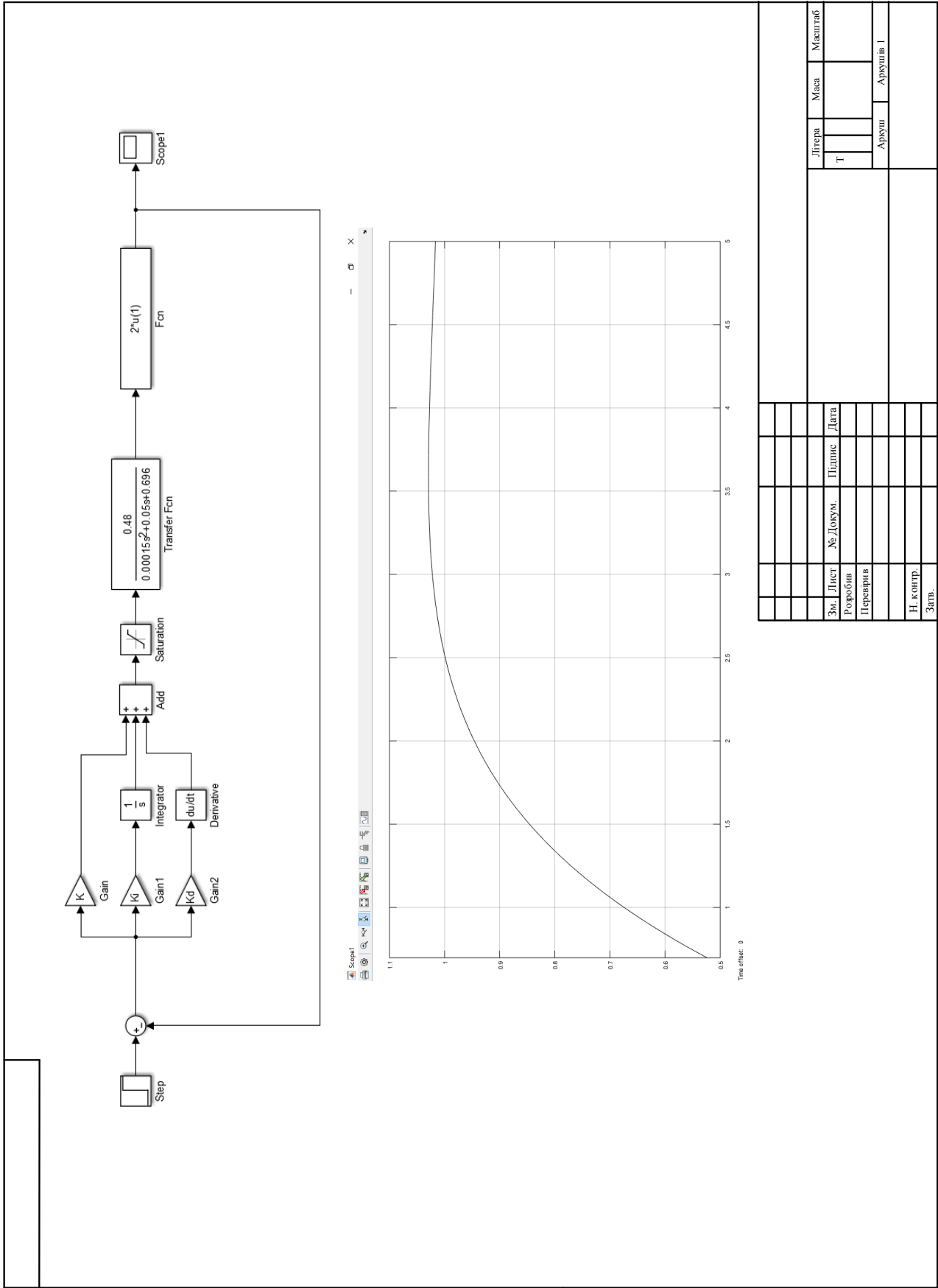


Модель дослідження характеристик сервопривода

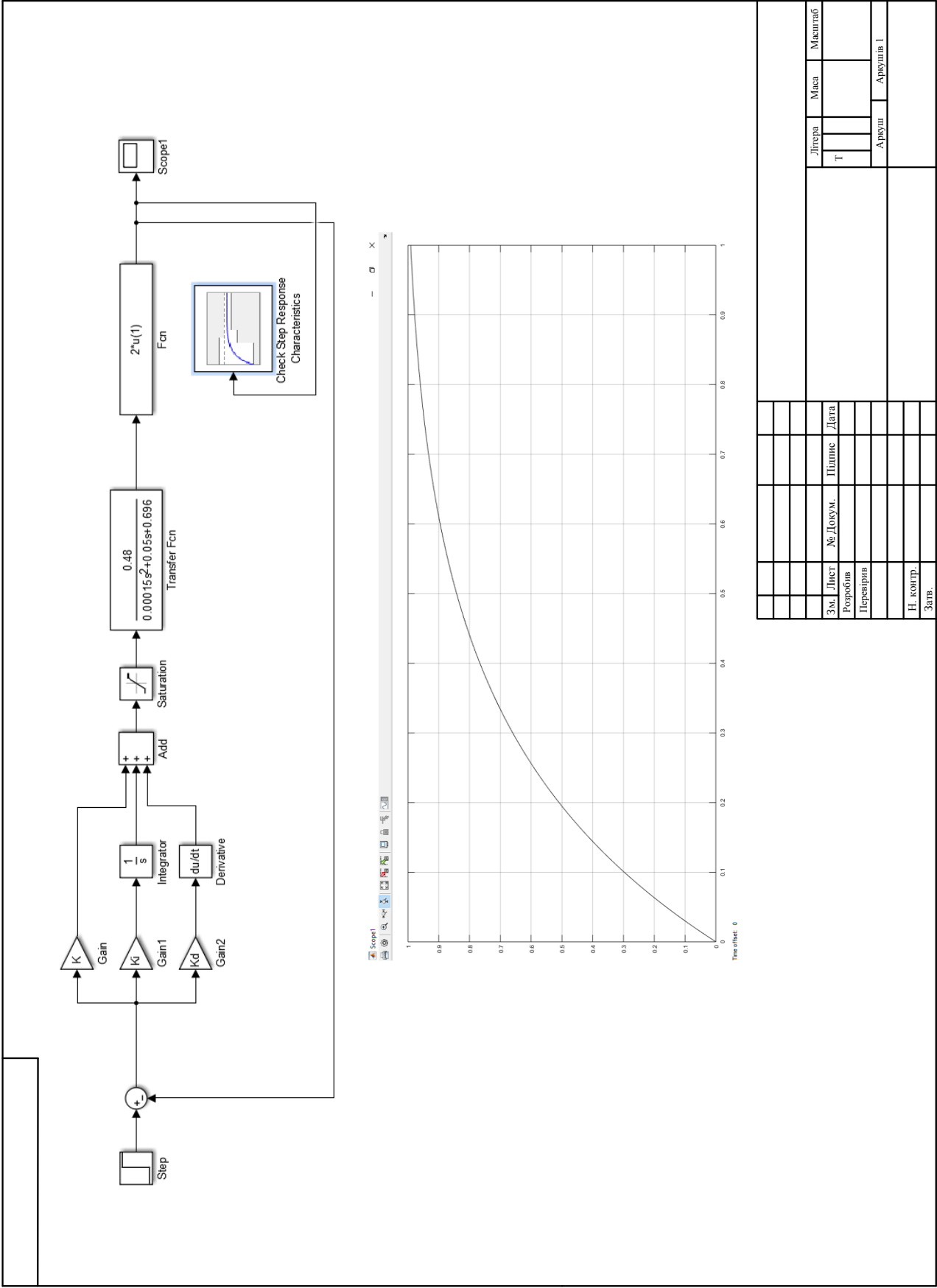
Перехідний процес управління сервоприводом

[illegible]

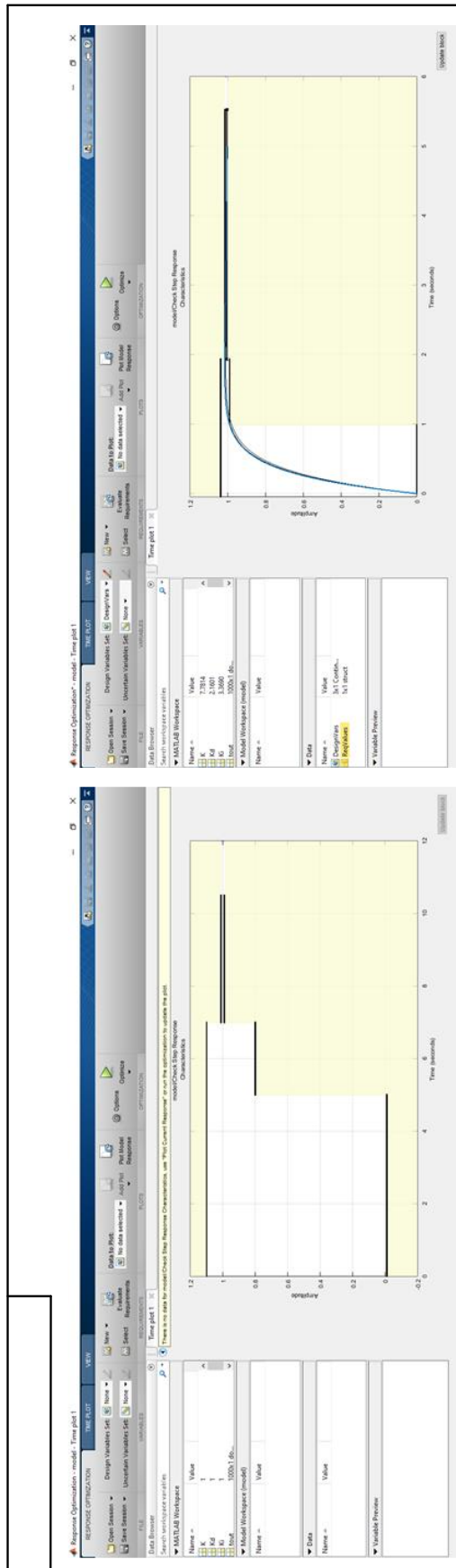
ДОДАТОК Є – МОДЕЛЮВАННЯ ПОВОРОТУ ДВИГУНА З БЛОКОМ Fcn БЕЗ ОПТИМІЗАЦІЇ



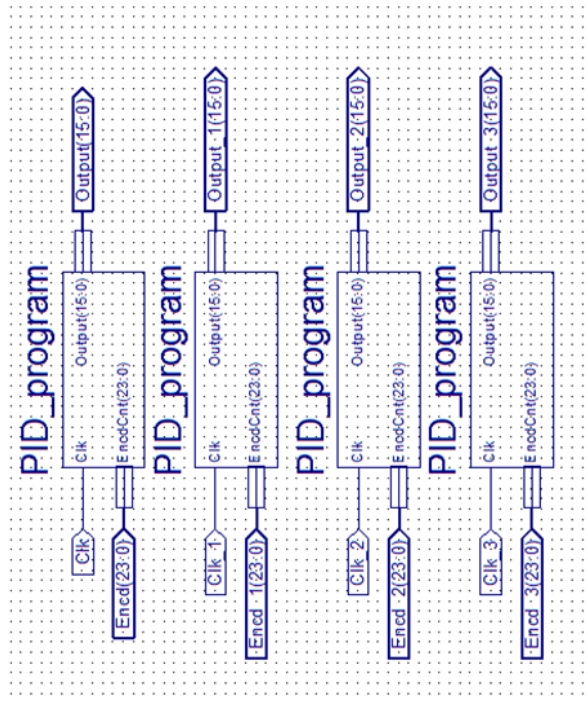
ДОДАТОК Ж - МОДЕЛЮВАННЯ ПОВОРОТУ ДВИГУНА З БЛОКОМ Fcn 3
ОПТИМІЗАЦІЄЮ



ДОДАТОК 3 – НАЛАШТУВАННЯ STEP RESPONSE

[illegible]

1000000



PFD_3115 Project Status					
Project File:	PFD_3115.soc	Parser Errors:	No Errors		
Module Name:	PFD_3115	Implementation State:	Programming File Generated		
Target Device:	xc3200-#0256	Errors:	✖ 1 Error (0 ms)		
Product Version:	ISE 14.3	Warnings:	⚠ 8 Warnings (41 ms)		
Design Goal:	Balanced	Routing Results:	All Signals Completely Routed		
Design Strategy:	Minimize Default Linkwidth	Timing Constraints:	All Constraints Met		
Environment:	Custom Settings	Final Timing Score:	0 (0 ms) Report		

Device Utilization Summary			
Logic Utilization	Used	Available	Utilization
Number of Slices (of 4800)	43	3,840	1%
Number of 4-input LUTs	40	3,840	1%
Number of occupied Slices	34	1,920	1%
Number of Slices containing only related logic	34	34	100%
Number of Slices containing unrelated logic	0	34	0%
Total Number of 4-input LUTs	40	3,840	1%
Number used as logic	39		
Number used as SRAM registers	1		
Number of bonded I/Os	25	172	14%
Number of BRAMs	1	8	12%
Average Pinout of Non-Clock Nets	1.83		

Performance Summary			
Final Timing Score:	0 Setup (0, Hold: 0)	Pinout Date:	Pinout Report
Routing Results:	All Signals Completely Routed	Clock Date:	Clock Report
Timing Constraints:	All Constraints Met		

Detailed Reports				
Report Name	Status	Generated	Errors	Warnings
Craftman Report	Current	Wed 2, Wed 14:12:58 2017	0	88 Warnings (41 ms)
Transition Report	Current	Wed 2, Wed 14:12:58 2017	0	0
Place and Route Report	Current	Wed 2, Wed 14:12:58 2017	0	0
Place and Route Report	Current	Wed 2, Wed 14:12:58 2017	✖ 1 Error (0 ms)	2 Warnings (0 ms)

[illegible]